(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 203666986 U
(45)授权公告日 2014.06.25

(21)申请号 201420003634.8

(22)申请日 2014.01.05

(73)专利权人 曹乃承
地址 100190 北京市海淀区北四环中路238号柏彦大厦501D

(72)发明人 曹乃承　曹可瀚

(51)Int.Cl.
B64C 27/24(2006.01)

(ESM)同样的发明创造已同日申请发明专利

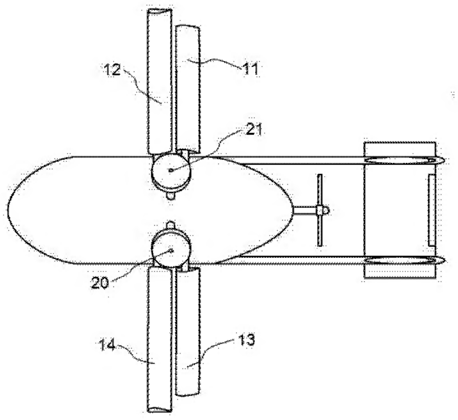
权利要求书1页　说明书15页　附图17页

(54)实用新型名称

一种飞行器

(57)摘要

一种飞行器，具有2个以上的旋翼，每个旋翼有至少2片桨叶。飞行器具有两种飞行模式：旋翼飞行姿态和定翼飞行姿态。飞行器在飞行中能够在旋翼飞行姿态和定翼飞行姿态间相互转换。旋翼飞行姿态时，飞行器能够以旋翼姿态垂直起飞，具有直升机的操控性能；定翼飞行姿态时，飞行器旋翼的桨叶折转至飞行器两侧成为飞行器的机翼，飞行器以定翼方式飞行，具有定翼飞机的飞行速度和航程。旋翼状态时，飞行器可以是共轴双桨、交叉双桨和并列双桨等。



CN 203666986 U

1. 一种飞行器，包括至少一第一旋翼和至少一第二旋翼，所述第一旋翼包括至少一第一桨叶和至少一第二桨叶，所述第二旋翼包括至少一第一桨叶和至少一第二桨叶；

所述飞行器具有旋翼飞行形态，在旋翼飞行形态，所述旋翼的桨叶旋转对称分布，旋翼能够旋转而产生升力；其特征是：

所述飞行器还具有定翼飞行形态，在定翼飞行形态，所述第一旋翼和所述第二旋翼停止旋转；

所述第一旋翼的所述第一桨叶分布于所述飞行器的左侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力，所述第二桨叶分布于所述飞行器的左侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力或所述第二桨叶的翼尖指向飞行器前后方向的位置以减少阻力；

所述第二旋翼的所述第一桨叶分布于所述飞行器的右侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力，所述第二桨叶分布于所述飞行器的右侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力或所述第二桨叶的翼尖指向飞行器前后方向的位置以减少阻力；

所述飞行器能够在飞行过程中在所述旋翼飞行形态和所述定翼飞行形态之间进行飞行形态的转换。

2. 根据权利要求 1 所述的飞行器，其特征是所述飞行器还包括：

至少一个旋翼启停装置，用于在所述飞行器的飞行速度处于转换速度域之中时，所述飞行器从旋翼飞行形态转换到定翼飞行形态时停止旋翼的旋转并锁定旋翼位置，以及所述飞行器从定翼飞行形态转换到旋翼飞行形态时启动旋翼旋转并保持旋翼旋转状态；

至少一个桨叶折转装置，用于在所述飞行器的飞行速度处于转换速度域之中时，所述飞行器从旋翼飞行形态转换到定翼飞行形态时驱动桨叶转动至桨叶前缘朝向飞行器前进方向的位置或桨叶指向飞行器前后方向的位置，和所述飞行器从定翼飞行形态转换到旋翼飞行形态时驱动桨叶转动至桨叶沿旋翼旋转中心旋转对称分布的位置，以及在定翼飞行形态时调整桨叶的前掠角和/或后掠角。

3. 如权利要求 1 或 2 所述的飞行器，其特征是还包括：旋翼角度调节装置，用于调节所述飞行器在定翼飞行形态时桨毂的方向。

4. 如权利要求 1 或 2 所述的飞行器，其特征是：所述桨叶上布置有推进装置，所述推进装置能够产生沿所述桨叶弦向的推进力。

5. 如权利要求 1 或 2 所述的飞行器，其特征是还包括：至少一固定机翼，用于在所述飞行器前飞时提供额外的升力和/或横滚控制力矩。

6. 如权利要求 1 或 2 所述的飞行器，其特征是：所述飞行器为共轴双桨结构。

7. 如权利要求 1 或 2 所述的飞行器，其特征是：所述飞行器为交叉双桨结构。

8. 如权利要求 1 或 2 所述的飞行器，其特征是：所述飞行器的桨叶包括宽弦翼段和窄弦翼段，所述宽弦翼段的弦长至少是所述窄弦翼段弦长的 1.2 倍以上。

9. 如权利要求 8 所述的飞行器，其特征是：所述桨叶的所述宽弦翼段上布置有副翼。

10. 如权利要求 8 所述的飞行器，其特征是：所述桨叶在不同翼展处的翼型不同。

一种飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞行器和其飞行时结构形态的转换方法，尤其是具有旋翼飞行形态和定翼飞行形态两种飞行形态的飞行器和其旋翼飞行形态和定翼飞行形态的转换方法。

背景技术

[0002] 常用的空气动力飞行器有直升机和固定翼飞机。直升机利用一个或者多个旋翼旋转产生垂直向上的升力，并依靠旋翼平面的倾转使旋翼的升力在水平方向上产生分力进而产生前进的推动力。直升机的优点是能够垂直起降，不需要跑道，能够悬停，使用灵活。直升机的不足之处是旋翼在直升机前飞时产生较大的阻力，因此其最大飞行速度受限，同时需要消耗较大的功率，航程短。固定翼飞机的机翼不能旋转，依靠水平方向的推进装置产生水平推进力推动飞机前进，气流流过固定机翼产生升力。固定翼飞机前飞时受到的阻力比直升机小，具有相同起飞重量和巡航速度的直升机与固定翼飞机比较，固定翼飞机巡航时需要的推进功率小，燃料消耗少。因此，固定翼飞机在续航里程、飞行速度等方面都要优于可比的直升机。固定翼飞机在起飞和降落时需要跑道，这一点不如直升机灵活。

[0003] 现在出现了很多新型飞行器方案，希望飞行器能够同时具有直升机垂直起降的特性和固定翼飞机巡航速度快、需要功率小的优点。例如，美国的 V-22 倾转旋翼机是一种具有旋翼飞行形态和定翼飞行形态两种形态的飞机，其在固定的机翼的末端布置了两个旋翼，旋翼能够在水平方向和竖直方向之间进行转换。当飞机起飞时，旋翼处于竖直方向，旋转产生升力，带动飞机象直升机一样垂直起飞。当飞机在水平方向飞行时，飞机的机翼产生升力，旋翼旋转到水平方向，产生飞机前进的推动力。倾转旋翼机的旋翼为了兼顾垂直起飞和水平巡航两种工作状态，旋翼的直径不能象直升机那样大，也不能象螺旋桨那样小。因此倾转旋翼机在直升机飞行状态时旋翼效率不如直升机旋翼，在水平飞行状态时旋翼效率不如螺旋桨。并且，由于倾转旋翼机的旋翼直径小，在飞机快速下降时，倾转旋翼机的旋翼很容易陷入自身旋翼的下洗气流中而失去升力，造成飞机失事。倾转旋翼机的固定机翼在其垂直上升时不提供任何升力，反而成为飞机的载荷。

[0004] 西科斯基公司在上世纪 80 年代研制了 X 形翼研究机，其基本思路是在直升机和固定翼飞机之间架一座桥，机顶的 X 形机翼可以在直升机状态下旋转，产生升力；前飞达到一定速度后，X 形翼锁住固定，作为机翼使用，飞机转入固定翼状态。X 形翼在气动上虽然少见，但并非不可思议，就是一对后掠翼加一对前掠翼。直升机状态下，反扭力问题有尾桨解决，比较难的是采用刚性的单旋翼，如何解决非对称升力的问题。波音公司将 X 形翼的概念推向新的高度，研制了“蜻蜓”（Dragonfly）研究机。“蜻蜓”有鸭式前翼和宽大的水平尾翼，机顶上有“一”字形的旋翼－机翼。在直升机状态下，旋翼－机翼在喷气翼尖的作用下旋转，产生升力。一字形的旋翼－机翼相当于双叶旋翼，可以用跷跷板铰链完成挥舞和领先－滞后动作，所以“蜻蜓”对非对称升力的补偿还是常规的。“蜻蜓”的动力装置是一台涡扇发动机，从压缩机引出高压气流，通过管路输送到旋翼－机翼的翼尖，驱动喷气翼尖。由于喷气翼尖不产生反扭力，“蜻蜓”没有尾桨。达到一定的平飞速度后，鸭翼和平尾产生足

够的升力，旋翼－机翼锁住，作为固定的机翼，飞机转入固定翼状态。上述两种飞机在旋翼飞行形态桨叶的前缘朝向旋翼旋转方向，进入定翼飞行形态后，必然会有一边的桨叶是“后缘”朝向飞行方向。为了克服这一问题，就要采用对称翼型，这样桨叶／机翼的气动性能就不如采用非对称翼型的飞行器。

发明内容

[0005] 为了克服现有飞行器的不足， 本发明的目的是提供一种具有旋翼飞行形态和定翼飞行形态两种飞行模式的新型飞行器和飞行器在旋翼飞行形态和定翼飞行形态间转换的方法。飞行形态即飞行器飞行时的结构形态，是飞行器的结构。对应每一种飞行形态，飞行器的各组成部分间具有特定的结构关系，尤其是飞行器的旋翼和旋翼桨叶在每种飞行形态具有特定的结构关系。本发明中飞行形态也可称为飞行状态、飞行姿态、飞行模式。在起飞和降落时，本发明的飞行器采用旋翼飞行形态飞行，在巡航飞行时，本发明的飞行器采用定翼形态飞行。

[0006] 本发明提供了一种飞行器，包括至少一第一旋翼和至少一第二旋翼，第一旋翼和第二旋翼布置在飞行器纵向对称面上或沿机体左右对称分布。旋翼包括至少两个桨叶，其中至少一个桨叶能够围绕折转机构转动。第一旋翼包括至少一第一桨叶和至少一第二桨叶，第二旋翼包括至少一第一桨叶和至少一第二桨叶。桨叶采用非对称翼型，即桨叶的横截面的翼型是非对称的，桨叶具有前缘和后缘 ；桨叶前缘圆滑，桨叶后缘尖锐 ；桨叶的平面形状，即桨叶的平面投影形状可以是对称的，也可以是非对称的。飞行器具有旋翼飞行形态，在旋翼飞行形态，旋翼的桨叶沿旋转轴旋转对称均匀分布，桨叶前缘朝向旋翼旋转方向，旋翼旋转而产生升力 ；飞行器还具有定翼飞行形态，在定翼飞行形态，第一旋翼和第二旋翼停止旋转，旋翼的至少一个桨叶被折转到桨叶前缘朝向飞行器前进的方向。如果旋翼停止在一个桨叶的前缘朝向飞行器前进方向的位置，则折转其它桨叶至前缘朝向飞行器前进方向的位置以产生升力或者桨叶翼尖指向飞行器前方／后方的位置以减少阻力。如果旋翼停止在桨叶或桨毂指向飞行器前后方向的位置，则折转至少一个桨叶到桨叶前缘朝向飞行器前进方向的位置以产生升力。在定翼飞行形态，第一旋翼的一个或两个或全部桨叶分布于飞行器的左侧且桨叶的前缘朝向飞行器前进方向以产生升力，第二旋翼的一个或两个或全部桨叶分布于飞行器的右侧且桨叶的前缘朝向飞行器前进方向以产生升力。第一旋翼的第一桨叶分布于飞行器的左侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力，第二桨叶分布于飞行器的左侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力或第二桨叶指向飞行器前后方向的位置以减少阻力 ；第二旋翼的第一桨叶分布于飞行器的右侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力，第二桨叶分布于飞行器的右侧且桨叶前缘朝向飞行器前进方向以产生升力或第二桨叶指向飞行器前后方向的位置以减少阻力。定翼飞行形态时，在俯视视角，第一旋翼的桨叶和第二旋翼的桨叶沿飞行器前后纵向中心线轴对称分布。飞行器能够在飞行过程中在旋翼飞行形态和定翼飞行形态之间进行飞行形态的转换。飞行器还包括至少一个旋翼启停装置，用于在飞行器的飞行速度处于转换速度域之中时飞行器从旋翼飞行形态转换到定翼飞行形态时停止旋翼的旋转并锁定旋翼位置，以及飞行器从定翼飞行形态转换到旋翼飞行形态时启动旋翼旋转并保持旋翼旋转状态。飞行器还包括至少一个桨叶折转装置，用于在飞行器的飞行速度处于转换速度域之中时，飞行器从旋翼飞行形态转换到定翼飞行

形态时驱动桨叶转动至桨叶前缘朝向飞行器前进方向的位置或桨叶指向飞行器前后方向的位置，和飞行器从定翼飞行形态转换到旋翼飞行形态时驱动桨叶转动至桨叶沿旋翼旋转中心旋转对称分布的位置，以及在定翼飞行形态时调整桨叶的前掠角和／或后掠角。飞行器还包括旋转轴角度调节装置，其布置在一个或者多个旋转轴上，用于调节飞行器在定翼飞行形态时桨毂的方向。旋翼的总矩和／或周期矩调节装置能够用于调整飞行器在定翼飞行形态时桨叶的上反角和／或下反角。本发明的飞行器在定翼飞行形态时同一侧的桨叶可以在纵向上存在不为零的夹角。本发明的飞行器还可以在桨叶上布置有推进装置，推进装置能够产生沿桨叶弦向的推进力。本发明的飞行器还包括至少一固定机翼，用于在飞行器前飞时提供额外的升力和／或横滚控制力矩。本发明的飞行器还能够采用鸭式布局结构，在飞行器的前部布置鸭翼。本发明的飞行器为共轴双桨形式。本发明的飞行器为交叉双桨结构。本发明飞行器为横列双桨结构。本发明飞行器为 4 个旋翼对称分布在飞行器机身两侧前后的结构。本发明的飞行器还包括至少一水平推进装置，水平推进装置可以是推进式的，也可以是拉动式的。本发明飞行器可以为无人驾驶飞行器，也可以是有人驾驶飞行器。

[0007] 用于本发明飞行器的桨叶的结构，桨叶从翼根到翼尖至少包括靠近翼根的宽弦翼段和靠近翼尖的窄弦翼段，宽弦翼段的弦长至少是窄弦翼段弦长的 1.2 倍以上。桨叶还包括过渡翼段，过渡翼段布置在宽弦翼段与窄弦翼段之间，过渡翼段与宽弦翼段相连接的位置的翼型相同，过渡翼段与窄弦翼段相连接的位置的翼型相同。桨叶还包翼根翼段，翼根翼段布置在宽弦翼段靠近翼根的一侧并与宽弦翼段连接，翼根翼段在翼根处的弦长短于翼根翼段与宽弦翼段相连接位置的弦长。翼根翼段的弦长从翼根翼段与宽弦翼段相连接位置向翼根方向变短，即翼根翼段的弦长从翼尖向翼根方向变短。弦长的变短可以是渐变也可以跃变。宽弦翼段上布置有副翼。桨叶在不同翼展处的翼型不同。

[0008] 本发明的飞行器在旋翼飞行状态时具有直升机灵活性的优点，在固定翼飞行状态时具有固定翼飞机需要功率小、航程长的优点。与倾转旋翼机比较，本发明的飞行器重量更轻，同时起飞时旋翼直径大，下降时不容易陷入下洗气流而失事。与一字形的旋翼－机翼和 x 翼飞机比较，本发明的飞行器的桨叶／机翼采用非对称的高效能翼型，效率更高，升阻比更大。在起飞和降落时，本发明的飞行器采用旋翼飞行形态进行垂直起飞和降落，具有直升机相同的灵活性，不需要跑道；在巡航飞行时，本发明的飞行器采用定翼飞行形态飞行，具有固定翼飞机飞行速度快、航程长的优点。

[0009] 附图说明

[0010] 下面结合附图和实施例对本发明进一步说明。在附图中，相同或相似的标号代表相同或相似的部件。

[0011] 图 1 是本发明一个实施例的旋翼飞行形态的左视图；

[0012] 图 2 是本发明一个实施例的旋翼飞行形态的前视图；

[0013] 图 3 是本发明一个实施例的旋翼飞行形态的俯视图；

[0014] 图 4 是旋翼飞行形态时桨叶折转装置和桨毂位置示意图；

[0015] 图 5 是定翼飞行形态时桨叶折转装置和桨毂位置示意图；

[0016] 图 6 是图 1 中实施例的定翼飞行形态时的飞行器结构左视图；

[0017] 图 7 是图 1 中实施例的定翼飞行形态时的飞行器结构前视图；

[0018] 图 8 是图 1 中实施例的定翼飞行形态时的飞行器结构俯视图；

[0019] 图 9 是图 1 中实施例的定翼飞行形态时桨叶纵向存在夹角的飞行器结构左视图；

[0020] 图 10 是图 1 中实施例的定翼飞行形态时桨叶纵向存在夹角的飞行器结构前视图；

[0021] 图 11 是图 1 中实施例的定翼飞行形态时桨叶纵向存在夹角的飞行器结构俯视图；

[0022] 图 12 本发明的一个交叉双桨结构实施例的旋翼飞行形态的侧视图；

[0023] 图 13 本发明的一个交叉双桨结构实施例的旋翼飞行形态的前视图；

[0024] 图 14 本发明的一个交叉双桨结构实施例的旋翼飞行形态的俯视图；

[0025] 图 15 是图 13 中交叉双桨结构飞行器的旋转轴角度调节装置的局部剖视图；

[0026] 图 16 是图 12 中的飞行器的定翼飞行形态的侧视图；

[0027] 图 17 是图 12 中的飞行器的定翼飞行形态的前视图；

[0028] 图 18 是图 12 中的飞行器的定翼飞行形态的俯视图；

[0029] 图 19 是两个旋翼横列布置的飞行器的旋翼飞行形态的前视图；

[0030] 图 20 是图 19 中的飞行器的旋翼飞行形态的俯视图；

[0031] 图 21 是图 19 中的飞行器的定翼飞行形态的前视图；

[0032] 图 22 是图 19 中的飞行器的定翼飞行形态的俯视图；

[0033] 图 23 是具有 4 个旋翼的飞行器的俯视图；

[0034] 图 24 是桨叶上布置有推进装置的飞行器的旋翼飞行形态俯视图；

[0035] 图 25 是图 24 中的飞行器的定翼飞行形态侧视图；

[0036] 图 26 是图 24 中的飞行器的定翼飞行形态前视图；

[0037] 图 27 是图 24 中的飞行器的定翼飞行形态俯视图；

[0038] 图 28 是单侧具有桨叶折转装置的旋翼在旋翼飞行形态时的结构图；

[0039] 图 29 是单侧具有桨叶折转装置的旋翼在定翼飞行形态时的结构图；

[0040] 图 30 是具有三个桨叶的旋翼在旋翼飞行形态时的结构示意图；

[0041] 图 31 是具有三个桨叶的旋翼在定翼飞行形态时的结构示意图；

[0042] 图 32 是应用于本发明飞行器的桨叶的平面结构图；

[0043] 图 33 是应用于本发明飞行器的另一种桨叶的平面结构图。

[0044] 具体实施方式

[0045] 图 1、图 2、图 3 是本发明的飞行器的一个共轴双桨实施例的旋翼飞行形态的三视图，其中旋翼飞行形态即直升机飞行模式。图 1 是左视图，图 2 是前视图，图 3 是俯视图。飞行器的机身 1 的两侧布置有短翼 2，短翼 2 能够在飞行器前飞时提供辅助升力。短翼 2 上布置有副翼，可在飞行器前飞时提供滚转控制力矩。机身 1 下方布置有起落架 3。机身 1 后部有两个尾梁 4，尾梁能够支撑水平尾翼 5 和垂直尾翼 6。在水平尾翼 5 上布置有升降舵。在垂直尾翼 6 上布置有方向舵。机身 1 的后部布置有推进装置 7，推进装置 7 为螺旋桨，推进装置 7 能够提供沿机身水平纵向，即 x 轴方向的推力。本发明的飞行器也可以把推进装置布置在其它位置，如机身前部，或者短翼上。本发明的飞行器也可以采用其它形式的推进装置，如喷气发动机。本实施例中的飞行器为共轴双桨结构。机身上部布置有旋转轴 20。旋转轴 20 与动力装置连接，能够在动力装置的驱动下旋转。螺旋桨与旋转轴 20 可以共用一套动力装置，在动力装置与旋转轴、螺旋桨轴间分别布置有离合器，用于根据需要断开或者

连接动力装置的动力输出。螺旋桨与旋转轴 20 也可以分别配置动力装置。旋转轴 20 为套筒轴，套筒轴的外轴与下旋翼连接，套筒轴的内轴与上旋翼连接。共轴双桨用套筒轴驱动上下两副旋翼反向旋转。下旋翼包括两片桨叶，桨叶 11 和桨叶 12。桨叶 11 通过一个折转铰 31 与桨毂 41 连接。桨叶 12 通过折转铰 32 与桨毂 41 连接。在旋翼飞行形态时，桨叶 11 与桨叶 12 指向旋翼的旋转面的径向，桨叶 11 和桨叶 12 围绕旋转轴旋转对称分布。桨叶 11、桨叶 12 和桨毂 41 在一条直线上。上旋翼包括两片桨叶，桨叶 13 和桨叶 14。桨叶 13 通过折转铰 33 与桨毂 43 连接，桨叶 14 通过折转铰 34 与桨毂 43 连接。桨叶 13、桨叶 14 在一条直线上。上旋翼和下旋翼构成了一副升力翼对。升力翼对是旋转方向相反、转动惯量互相平衡的两个旋翼，通常升力翼对的两个旋翼的转动速率相同。图 3 中，在旋翼飞行形态，上旋翼顺时针旋转，下旋翼逆时针旋转。上旋翼和下旋翼设置有周期矩和总矩控制机构，能够提供旋翼的周期矩和总矩控制。本发明的飞行器在旋翼飞行形态时，按照直升飞机的飞行模式飞行，能够垂直起降，飞行控制方法与共轴双桨直升机相同。通过增加或者减少总矩，旋翼的升力发生改变，飞行器能够垂直上升或下降。通过向前倾斜旋翼的旋转面，旋翼的升力在水平方向产生分力，能够推动飞机前飞。同时，本发明的飞行器还能够在螺旋桨的推动下向前飞行。上旋翼和下旋翼都是双叶旋翼，用一个单一的“跷跷板”铰链同时代替挥舞铰和摆振铰。为了防止旋翼飞行形态时上下旋翼桨叶发生相互碰撞，在“跷跷板”铰链上布置限位装置，以限制桨叶的上下挥舞幅度。优选的，可以采用刚性连接代替“跷跷板”铰链，即桨毂与旋转轴刚性连接，没有挥舞和摆振。因为上下旋翼的旋转方向相反，所以尽管在直升机前飞时单独一个旋翼的升力在旋翼旋转平面内是不均匀的，但是上下旋翼升力的不均匀程度是对称的，即使桨叶没有挥舞和摆振也不会出现横滚。本实施中还布置有短翼 2，在前飞速度不为零时，短翼 2 上的副翼也能够产生横滚力矩，可以平衡上下旋翼产生的横滚力矩的不平衡情况。本发明的飞行器的旋翼的桨叶优选宽弦、刚性或者半刚性结构。对于桨叶上布置有挥舞铰和摆振铰的旋翼，折转铰可以与摆振铰合二为一。对于采用柔性桨毂的旋翼和/或有两片桨叶的旋翼，需要设置单独的折转铰。优选的，桨毂采用刚性桨毂结构，桨毂与桨叶通过折转铰连接。双桨布局的上下旋翼采用分别的总距和周期距控制，所有桨叶都有各自的“三铰”，即变距铰、挥舞铰、摆振铰，或起同等作用的相应的弹性元件。本实施例中上旋翼和下旋翼具有两片桨叶，上旋翼和下旋翼还可以具有 2 片以上的桨叶。

[0046] 图 4 是图 1、图 2、图 3 中飞行器实施例在旋翼飞行形态时桨叶折转装置和桨毂位置结构示意图。上旋翼与桨毂的连接结构与下旋翼与桨毂的连接结构相同。桨毂 41 与旋转轴 20 刚性固定连接，桨毂 41 能够随着旋转轴 20 一起旋转。桨叶 11 通过桨叶梁 51 连接到折转铰 31。折转铰属于折转机构的一种，还可以采用其它公知的折转机构。桨毂轴 61 沿旋翼径向布置在桨毂 41 内，桨毂轴 61 的一端与折转铰 31 连接，另一端与摇臂 71 连接。桨毂轴 61 可以在桨毂 41 内沿桨毂轴 61 自身的轴线转动。桨毂轴是变矩铰的一种形式，还可以采用其它公知形式的变矩铰。摇臂 71 的一端是支点，支点与连杆连接，连杆与上旋转斜板连接，上旋转斜板随旋翼转动。上旋转斜板紧贴下旋转斜板滑动，也可在接触面上安装滚珠减少摩擦阻力，上旋转斜板的倾斜角度由下旋转斜板决定。下旋转斜板不随旋翼转动，但倾斜角度可以通过机械连杆或液压作动筒控制，下旋转斜板带动上旋转斜板倾斜，上旋转斜板通过连杆带动摇臂 71，摇臂 71 带动桨毂轴 61 旋转。桨毂轴 61 的转动带动桨叶绕旋翼梁 51 转动。桨毂轴 61 能够传递总矩和周期矩控制。当摇臂 71 被向下拉时，桨叶 11 的迎角

增大，当摇臂 71 被向上推时，桨叶 11 的迎角减小。桨叶 12 通过桨叶梁 52 与折转铰 32 连接，桨毂轴 62 的一端与折转铰 32 连接，另一端与摇臂 72 连接。桨叶折转装置包括动作机构和折转机构。动作机构包括动作筒或其它形式的能够产生线性位移或角位移的机构。折转机构包括折转铰或者其它形式的能够产生角度位移的机构。桨叶 11 和桨叶 12 分别与一套桨叶折转装置连接。在桨毂 41 的一侧布置有动作筒 81 和动作筒 82。动作筒 81 的一端与桨叶梁 51 连接，另一端与桨毂 41 连接。动作筒的与桨叶梁和桨毂相连的两端为球形铰链，能够在三维方向上转动。动作筒可以是液压动作筒，或者气压、电磁、机械等其它形式的动作筒，动作筒能够伸长和缩短。动作筒 82 的一端与桨毂 41 连接，另一端与桨叶梁 52 连接。当动作筒 81 缩短时，能够带动桨叶 11 绕折转铰 31 沿逆时针方向转动，即沿与旋翼旋转方向相同的方向转动。动作筒 82 缩短时，能够带动桨叶 12 绕折转铰 32 沿顺时针方向转动，即沿与旋翼旋转方向相反的方向转动。动作筒可以起到阻尼器的作用以衰减桨叶的振动，也可以布置单独的阻尼机构衰减桨叶的振动。桨毂 41 的与动作筒相对的另一侧布置有平衡块 22，平衡块 22 能够平衡动作筒造成的转动惯量不平衡，使旋翼旋转平稳。两个桨叶折转机构也可以布置在桨毂的不同侧。桨叶的折转机构布置在桨毂的不同侧时，在从旋翼形态向定翼形态转换时，一侧的动作筒拉动叶片绕折转铰转动，另一侧的动作筒推动叶片绕折转铰转动。桨叶 11 和桨叶 12 绕旋转轴 20 逆时针旋转，产生向上的升力。上旋翼具有与下旋翼相同的结构。上旋翼与下旋翼具有相同的桨叶折转装置。图中 x 正方向为飞行器的前方。

[0047] 图 5 是图 1、图 2、图 3 中飞行器实施例在定翼飞行形态时桨叶折转装置和桨毂位置结构示意图。飞行器处于定翼飞行形态时，旋转轴 20 停止转动并锁止保持位置不动。桨毂 41 处于与飞行器 x 轴平行的位置，即桨毂 41 指向飞行器前后的方向。动作筒 81 缩短，带动桨叶 11 绕折转铰 31 逆时针转动至桨叶 11 前缘朝向飞行器前进的方向，即 x 轴正方向，并保持不动。根据动作筒 81 缩短程度的不同，桨叶 11 可以与机身垂直，也可以具有一定的后掠角。动作筒 82 缩短，带动桨叶 12 绕折转铰 32 顺时针转动至桨叶 12 前缘朝向飞行器前进方向。此时桨叶 11 和桨叶 12 位于朝向飞行器前进方向的右侧。根据动作筒 82 缩短程度的不同，桨叶 12 可以与机身垂直，也可以具有一定的前掠角。桨叶 11 的后掠角的角度与桨叶 12 的前掠角的角度可以相同，也可以不同。通过改变桨叶的前掠角或后掠角可以改变飞行器在不同飞行速度时的升力和阻力情况，改善飞行品质，使飞行器始终处于最佳飞行状态。上旋翼的两个叶片被上旋翼的桨叶折转机构折转，两个叶片朝向飞行器前进方向的左侧，两个叶片的前缘朝向飞行器前进的方向。当同时下拉摇臂 71 和 72 时，即增加下旋翼的总矩时，桨毂轴 61 带动桨叶 11 绕 x 轴逆时针转动，桨叶 11 的翼尖向上方移动，桨叶 11 具有上反角；桨毂轴 62 带动桨叶 12 绕 x 轴顺时针转动，桨叶 12 的翼尖向下方移动，桨叶 12 具有下反角。桨叶 11 和桨叶 12 在竖直方向上产生夹角，能够避免流过桨叶 12 的气流对桨叶 11 产生干扰。当上推摇臂 71 和 72 时，桨叶间的夹角减小。当下拉摇臂 71 而上推摇臂 72 时，能够同时增加两个桨叶的上反角。当同时下拉摇臂 72 而上推摇臂 71 时，能够同时减少两个桨叶的上反角。下拉摇臂 71 而上推摇臂 72 的情况与下拉摇臂 72 而上推摇臂 71 的情况对应的是对周期矩的操作。为了保证桨叶能够处于正确的位置，可以在桨叶与桨毂之间布置位置锁止装置来限定并保持桨叶在旋翼状态和定翼状态的位置。位置锁止装置是公知技术。动作筒可以即是动作装置，同时起到锁止装置的作用。

[0048] 为了保证飞行器在飞行形态转换过程中飞行的平稳性，当本发明的飞行器从旋翼飞行形态向定翼飞行形态转换时，对于有两片桨叶的旋翼的转换过程如下：在旋转轴被锁止前的 1/4 圈，即桨毂指向飞行器左右方向时，桨叶前缘朝向飞行器前方的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置以与旋转轴相同的角速率向旋转轴转动的反方向折转该桨叶，以保持该桨叶始终指向飞行器左右方向且前缘朝向飞机前方，能够为飞行器提供升力；同时，桨叶前缘朝向飞行器后方的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置向与旋转轴转动方向相同的方向折转该桨叶至桨叶的锁止位置。采用上述转换过程，能够保证每个旋翼有一片桨叶在最后 1/4 圈始终朝向飞行器前方以产生升力，保证了转换过程的平稳。

[0049] 当本发明的飞行器从定翼飞行形态向旋翼飞行形态转换时，对于有两片桨叶的旋翼的转换过程如下：在旋转轴开始旋转的最初 1/4 圈，在后的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置以与旋转轴相同的角速率向旋转轴转动的反方向折转该桨叶，以保持该桨叶指向飞行器左右方向且前缘朝向飞机前方，以为飞行器提供升力；同时，在前的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置向与旋转轴转动方向相同的方向折转该桨叶至桨叶与桨毂在一条直线上。

[0050] 图 6、图 7、图 8 是图 1 中飞行器实施例的定翼飞行形态的三视图。定翼飞行形态时飞行器按照固定翼飞机的飞行模式飞行。图 6 是侧视图，图 7 是前视图，图 8 是俯视图。在定翼飞行形态，上旋翼的桨毂 43 和下旋翼的桨毂 41 都被锁止在沿飞行器头尾的方向，即沿 x 轴方向。旋转轴 20 上布置有旋翼启停装置。内轴和外轴可以分别布置一套旋翼启停装置，也可以共用一套旋翼启停装置。旋翼启停装置包括布置于旋翼与动力装置间的离合器。离合器可以是任何形式的离合器。旋翼启停装置包括旋转轴减速装置，旋转轴减速装置能够使处于旋转状态的旋转轴减速到静止状态。旋转轴减速装置包括布置在旋转轴上的刹车装置。刹车装置可以是盘式刹车，也可以是鼓式刹车，还可以是电磁形式的刹车。旋翼启停装置包括旋转轴锁止装置，锁止装置能够锁定旋转轴的位置。旋转轴锁止装置可以与刹车装置是同一个装置，刹车装置保持刹车状态就可以锁止旋转轴。旋转轴锁止装置还可以是其它公知形式的轴锁止装置。对于套筒轴，旋转轴的锁止装置可以是内轴和外轴同步装置的锁止机构，例如锁定内轴与外轴的同步齿轮就可以同时锁止内轴和外轴。旋转轴锁止装置还可以是分别布置在内轴和外轴上的独立的两个锁止装置。本实施例中的旋转轴 20 是套筒轴，套筒轴的内轴和外轴都被锁止，保持不动。在旋翼飞行形态时，桨叶 13 和桨叶 14 与桨毂 43 在一条直线上。当飞行器从旋翼飞行形态向定翼飞行形态转换时，旋翼启停装置停止旋转轴的旋转并使旋转轴锁止在桨毂朝向机身前后方向即 x 轴方向的位置。图 8 中，上旋翼的桨叶 13 被自身的桨叶折转装置带动相对于桨毂 43 顺时针折转至桨叶 13 的前缘朝向飞行器前进方向并保持位置固定。桨叶 14 被桨叶折转装置带动相对于桨毂 43 逆时针折转至桨叶前缘朝向飞行器前进方向的位置并保持固定。图 7 中，桨叶 13 和桨叶 14 位于飞行器机身的右侧。桨叶 13 具有一定的后掠角，桨叶 14 具有一定的前掠角。桨叶 13 和桨叶 14 处于同一个水平面内。桨叶 11 和桨叶 12 分别被桨叶折转装置折转至桨叶前缘朝向飞行器前进方向。在图 7 中，桨叶 11 和桨叶 12 朝向飞行器左侧，并处于同一个水平平面内。桨叶 11 具有后掠角，桨叶 12 具有前掠角。在图 8 的俯视状态，桨叶 11、12、13、14 沿飞行器中轴线轴对称分布，桨叶成为固定机翼。在图 7 中，下旋翼的两个桨叶向机身的左侧伸出，上旋翼的两个桨叶向机身的右侧伸出。在飞行器前飞时，气流流过桨叶 11、12、13、14，产生向

上的升力。推进装置 7 提供飞行器前飞的动力。水平尾翼 5 提供水平安定控制，水平尾翼上的升降舵提供飞行器俯仰控制。垂直尾翼 6 提供方向安定控制，垂直尾翼上的方向舵提供飞行器偏航控制。飞行器以固定翼飞机的飞行方式飞行。通常直升机旋翼的桨叶采用窄弦、大展弦比结构，通过旋翼的高速旋转产生足够的升力。为了保障本发明的飞行器定翼飞行形态时桨叶 11、12、13、14 能够提供足够的升力，优选的桨叶 11、12、13、14 采用宽弦刚性结构。本发明飞行器的旋翼的旋转速度要慢于普通的直升机。虽然采用宽弦桨叶会增加旋翼旋转时的阻力，降低效率，但本发明的飞行器只在起飞和降落阶段采用旋翼飞行方式，而在巡航时采用定翼方式飞行，因为定翼飞行时飞行器前飞所受到的阻力远小于旋翼飞行时飞行器前飞所受到的阻力，所以定翼飞行时飞行器的效率大大提高。图 7 中，定翼飞行形态时上旋翼的桨叶和下旋翼的桨叶并不在一个水平面内。当飞行器以旋翼飞行形态起飞后，旋翼前倾和 / 或螺旋桨推动飞行器向前飞行。本发明的飞行器具有一个转换速度域，转换速度域是一个速度范围。转换速度域的下限速度值为飞行器以定翼飞行形态飞行时的最低稳定飞行速度，即失速速度，如果飞行器的速度低于下限速度，飞行器就不能以定翼形态飞行，而只能以旋翼形态飞行 ；转换速度域的上限速度值为飞行器以旋翼飞行形态飞行时的最高飞行速度。当飞行器的速度高于上限速度值时，飞行器只能以定翼形态稳定飞行。转换速度域的下限速度值要低于上限速度值。当飞行器的速度处于飞行形态转换速度域时，飞行器即能够以旋翼形态飞行，也能够以定翼形态飞行，且飞行器能够在旋翼飞行形态和定翼飞行形态两种结构间进行转换。通过合理地设计桨叶的弦长、展长和形状就可以实现下限速度值低于上限速度值。通常的固定翼飞机需要滑跑起飞，为了缩短起飞滑跑距离，会尽量使飞机在低速时就产生较大的升力而升空。为了在低速时产生较大的升力，采取的措施包括增加起飞时机翼的迎角、增加机翼面积。而在固定翼飞机高速飞行时，因为速度快，能够产生更大的升力，而此时机翼的面积并不需要象起飞时所需要的那样大。本发明的一个优选实施例中，转换速度域的下限速度是 140 公里 / 小时，而同样起飞重量的固定翼飞机的起飞速度是 90 公里 / 小时。飞行器在 140 公里 / 小时所需要的机翼面积只有 90 公里 / 小时速度起飞时所需机翼面积的 0.42 倍。因此本发明的飞行器的桨叶的面积相对于可比的固定翼飞机大大减少。在展长相同的情况下，机翼面积的减少将使机翼弦长变短，机翼的厚度变小，机翼所受的阻力变小。在同样的发动机推动下，本发明的飞行器将飞得更快、航程更长。短翼 2 可以在飞行器具有水平速度时提供额外的升力。短翼可以采用可折叠的方式，在需要提供额外升力时短翼展开，在不需要时短翼折叠收起。当飞行器从旋翼飞行形态向定翼飞行形态转换时，旋翼的旋转速度逐渐下降，产生的升力减少，此时可以通过增加整个飞行器的迎角来补偿升力的减少，同时增加推进装置的推力来保持飞行速度。当飞行器从定翼飞行形态向旋翼飞行形态转换时，也可以通过增加飞行器的迎角来提高升力，完成飞行形态的转换，保障飞行的平稳性。在定翼飞行形态时，同一个旋翼的两片桨叶中处于靠近飞行器头部位置的桨叶为在前的桨叶，简称在前桨叶 ；处于靠近飞行器尾部位置的桨叶为在后的桨叶，简称在后桨叶。旋翼的桨叶还可以被折转至桨叶展向指向飞行器前后方向的位置，以减小阻力，此时相当于桨叶后掠角为 90 度的情况。

[0051] 图 9、图 10、图 11 是图 1 中飞行器实施例的定翼飞行形态，且桨叶纵向间存在夹角情况的三视图。图 9 是侧视图，图 10 是前视图，图 11 是俯视图。上旋翼的桨叶 13 具有上反角，桨叶的翼尖向上偏移。上旋翼的桨叶 14 具有下反角，桨叶的翼尖向下偏移。桨叶

13和桨叶14 在纵向上存在不为零的夹角。下旋翼的桨叶11具有上反角，桨叶12具有下反角。桨叶11和桨叶12在纵向上存在夹角。上旋翼的桨叶13和桨叶14位于机身的同一侧，如果两个桨叶在纵向上没有夹角，那么在前的桨叶14的尾流就会干扰在后的桨叶13。而两个桨叶在纵向上存在夹角，在前桨叶的气流就避免了对在后桨叶的不利干扰。尤其当在前桨叶具有上反角，在后桨叶具有下反角时，在前的桨叶的尾流产生的涡流流过在后的桨叶的上表面，能够增加在后的桨叶的升力。在前的桨叶与在后的桨叶间在纵向上保持至少10度以上的夹角，优选的，至少保持15度以上的夹角。桨叶具有上反角还是下反角能够通过总矩控制来调节，在前的桨叶具有上反角还是下反角也能够通过总矩控制来调节。旋翼状态时调节旋翼旋转面倾斜方向的周期矩控制能够在定翼飞行形态时向同一个方向调整两片桨叶的纵向偏转角度。图10中，当桨叶11、12、13、14分别具有上反角和下反角时，桨叶的升力中心线到飞行器重心的垂直距离不同，各个桨叶对飞行器重心产生的滚转力矩不同，飞行器会受到一个横滚力矩。因为定翼飞行形态时飞行器具有前行的速度，飞行器短翼2上的副翼舵面的差动能够产生反向的横滚力矩以平衡桨叶产生的横滚力矩，以保持飞行器形态的平稳。还可以通过在定翼飞行状态时下移上旋翼来消除桨叶造成的横滚力矩不平衡。下移上旋翼的一种方案是把套筒轴的内轴向下滑动。

[0052] 图12、图13、图14是本发明的交叉双桨结构飞行器的旋翼飞行形态的三视图。图12是侧视图，图13是前视图，图14是俯视图。本实施例中的飞行器具有机身1，在机身的后部有两个尾梁4，尾梁的尾端布置有两片垂直尾翼6，垂直尾翼的后端有方向舵。两个尾梁间布置有水平尾翼5，水平尾翼的后端有升降舵。本实施例还可以在飞行器的前部布置有鸭翼。飞行器具有推进装置7，本实施例中的推进装置为螺旋桨。本实施例中的飞行器为交叉双桨结构，具有两个旋翼，两个旋翼的旋转轴呈V型布置，旋转轴间具有大于0度的夹角，两个旋翼沿飞行器纵向中心面对称分布。本实施例的两个旋翼构成了一副升力翼对。图13中，左侧的旋翼围绕旋转轴21转动，旋翼有桨叶11和桨叶12。右侧的旋翼围绕旋转轴20转动，旋翼有桨叶13和桨叶14。桨叶与桨毂间刚性连接，桨毂与旋转轴之间采用跷跷板铰链连接。桨毂与旋转轴之间也能够采用刚性连接。交叉双桨的直升机通常每个旋翼有两片桨叶，也可以有2片以上的桨叶。两个旋翼的转动方向相反，桨叶间存在角度差，因此两个旋翼的桨叶并不会碰撞。两个旋翼间的角度差可以为90度，即当一个旋翼的桨叶指向机身前后方向时，另一个旋翼的桨叶指向机身的左右向。旋转轴20和旋转轴21间有同步装置。本实施的飞行器在旋翼状态飞行时，两个旋翼的合力产生竖直向上的升力，带动飞行器垂直上升。旋翼具有周期矩、总矩控制。当通过周期矩调节旋翼向前倾斜时，飞行器能够向前飞行。飞行器也可以依靠推进装置7的产生的水平推力前行。当水平飞行速度达到转换速度域的下限速度值时，就能够转换飞行形态，从旋翼飞行形态转换到定翼飞行形态。

[0053] 图15是图12中交叉双桨结构飞行器的旋翼角度调节装置的局部剖视图。角度调节装置可以布置在旋转轴上，也可以布置在旋翼的桨毂与旋转轴之间。旋转轴21上布置有角度调节装置。角度调节装置用于在从旋翼飞行形态向定翼飞行形态转换时及定翼飞行形态时调节旋转轴的角度，以调节定翼飞行形态时桨毂的方向，即指向。角度调节装置包括套筒轴和动作锁止机构。套筒轴包括外轴套212和内轴211，内轴211与外轴套212间滑动配合，内轴211能够在外轴套212中转动。在内轴211上同心固定连接有涡轮213。在外轴套212上固定连接有蜗杆座215，蜗杆214安装在蜗杆座215上，蜗杆驱动装置也布置在蜗

杆座 215 上。涡轮 213 和蜗杆 214 啮合在一起，把内轴 211 和外轴套 212 锁止在一起，内轴 211 和外轴套 212 以相同的速度旋转。涡轮 213、蜗杆 214、蜗杆座 215 和蜗杆驱动装置随同旋转轴 21 一起旋转。在旋翼飞行形态，旋转轴 20 和旋转轴 21 同步旋转。当从旋翼飞行形态向定翼飞行状态转换时，旋转轴 20 和内轴 211 被旋翼启停装置锁止，保持固定不动。蜗杆 214 在蜗杆驱动装置的带动下旋转，驱动涡轮 213，因为涡轮 213 所连接的内轴 211 被锁止不能转动，所以蜗杆 214 带动蜗杆座 215、外轴套 212 一起转动，进而带动旋翼转动。例如当两个旋翼轴顶端的旋翼的转角相差 90 度时，在定翼飞行形态，把旋转轴 20 锁定在桨毂指向机身前后方向的位置上，此时旋转轴 21 顶端的桨毂指向机身左右方向的位置；蜗杆推动旋转轴 21 上端的外轴套 212 转动 90 度至顶端的桨毂指向机身前后方向的位置，使两个旋翼的桨叶和桨毂沿机身纵向中心面对称。也可以把蜗杆布置在内轴上，把涡轮布置在外轴套上。蜗杆可以采用伺服电机驱动，也可以采用液力驱动。两个旋翼间相差任意角度时，都能够通过角度调节装置调节到旋翼互相对称的位置。还可以采用其它形式的角度调节装置，例如伸缩动作筒。伸缩动作筒的一端通过球形铰连接在内轴上，另一端通过球形铰连接在外轴套上，伸缩动作筒的伸长和缩短将带动内轴在外轴套内滑动，达到调节角度的目的。旋转轴 20 上布置有转动惯量平衡装置 210，用于保持旋转轴 20 和旋转轴 21 转动惯量相同。

[0054] 图 16、图 17、图 18 是图 12 中的飞行器的定翼飞行形态三视图。图 16 是侧视图，图 17 是前视图，图 18 是俯视图。旋转轴 20 和旋转轴 21 被锁止保持静止不动，旋转轴 20 被锁止在桨毂指向机身前后方向的位置，旋转轴 21 通过角度调节装置也把桨毂旋转到指向机身前后方向的位置并保持不动。4 片桨叶上分别布置有桨叶折转装置，能够折转桨叶至桨叶前缘朝向飞行前进方向并固定住桨叶。图 17 中，桨叶 13 和桨叶 14 分布在机身的右侧，桨叶 11 和桨叶 12 分布在机身的左侧。桨叶 11、12、13、14 的前缘朝向飞机飞行的方向，产生升力。桨叶 13 和桨叶 14 纵向上有夹角，桨叶 14 可以有前掠角，桨叶 13 可以有后掠角。桨叶 11 和桨叶 12 纵向上有夹角，桨叶 11 和桨叶 12 也可以有前掠角和 / 或后掠角。图 18 中，桨叶 11 和桨叶 13、桨叶 12 和桨叶 14 分别沿机身纵向中心线轴对称分布。桨叶 11 和 13 的升力中心线到飞行器重心的距离相等，桨叶 12 和 14 的升力中心线到飞行器重心的距离也相等，所以，即使桨叶具有上反角和 / 或下反角，桨叶产生的横滚力矩也互相平衡，不需要再引入额外的横滚力矩控制措施飞行器也能够保持稳定。交叉双桨相对于共轴双桨的优点是在定翼飞行形态时桨叶 / 机翼完全对称，飞机的控制比较简单，缺点是需要引入角度调节装置来调节旋翼的角度，增加了机构的复杂度。在定翼飞行形态时，为了减少旋转轴、桨毂、折转铰、翼梁的阻力，可以在旋转轴和桨毂外添加整流罩，以减少阻力。

[0055] 图 19 是两个旋翼横列布置的飞行器的旋翼飞行形态前视图；图 20 是图 19 中的飞行器的旋翼飞行形态俯视图。图 19 和图 20 中的飞行器具有机翼 8，在机翼 8 的两端布置有两个短舱，每个短舱上分别布置了一个旋翼。短舱内有旋翼驱动装置。两个旋翼构成了一副升力翼对。在两个短舱的后部分别布置有螺旋桨 71 和 72，螺旋桨 71 和 71 提供飞行器前飞的动力。飞行器还可以采用喷气推进。飞行器的推进装置也可以布置在短舱的前部。旋转轴 20 和 21 分别位于两个短舱的上部。旋转轴 20 的顶端有旋翼，旋翼桨毂的两端布置有桨叶 13 和桨叶 14。旋转轴 21 的顶端布置有桨叶 11 和桨叶 12。两个旋翼上有总矩、周期矩控制。旋翼上有挥舞铰和摆振铰。当旋翼只有两个桨叶时，可以采用跷跷板铰链代替挥舞铰和摆振铰，也可以采用完全刚性的旋翼。在旋翼飞行形态时，桨叶绕旋转轴旋转，为飞

行器提供上升的升力。螺旋桨 71 和螺旋桨 72 推动飞行器向前飞。飞行器具有垂直尾翼和水平尾翼，提供飞机的各种飞行控制。当飞机具有了飞行速度时，机翼 8 也可以提供一部分升力。机翼 8 上可以布置副翼。

[0056] 图 21 是图 19 中的飞行器的定翼飞行形态的前视图 ；图 22 是图 19 中的飞行器的定翼飞行形态的俯视图。在定翼飞行形态飞行时，桨叶 13 和桨叶 14 向机翼 8 的右外侧伸展，桨叶 13 和桨叶 14 的前缘朝向飞机的前部。桨叶 13 处于水平位置而桨叶 14 上反且后掠。桨叶 11 和桨叶 12 向机翼 8 的左外侧伸展，桨叶 11 和桨叶 12 的前缘朝向飞机的前部。桨叶 12 处于水平位置而桨叶 11 上反且后掠。一个桨叶保持水平而另一个桨叶上反的形态能够通过总矩和周期矩的协同控制来实现。前飞时，桨叶 11、12、13、14 和机翼 8 共同提供飞机的升力。

[0057] 图 23 是具有 4 个旋翼的飞行器的俯视图。飞行器具有两个机翼，在每个机翼的两端各布置了一个旋翼。前部的机翼两端的旋翼构成了一副升力翼对，后部机翼两端的旋翼构成了另一副升力翼对。在后部机翼上布置有水平推进装置。在旋翼飞行形态飞行时，旋翼提供飞行器垂直起降的升力。在定翼飞行形态时，每个机翼两侧的旋翼都按照图 19、图 20 中实施例的旋翼的相同的折转方式进行折转，折转到每个桨叶的前缘都朝向飞行器飞行的方向。四个旋翼的八片桨叶都可以提供升力。飞行器还可以采用 6 个旋翼、8 个旋翼等更多旋翼的结构形式。

[0058] 图 24 是共轴双桨结构、桨叶上布置有推进装置的飞行器的旋翼飞行形态俯视图。本实施例是一种翼尖喷气结构的飞行器，桨叶上布置有推进装置，推进装置能够产生沿桨叶弦向的推进力，即与桨叶展向垂直方向的推进力，推进力的方向与桨叶的长度方向垂直。飞行器的旋转轴上并不连接动力装置，旋翼依靠桨叶上的推进装置的推动而旋转，进而产生垂直的升力。推进装置可以是喷气推进装置，也可以是螺旋桨推进装置。飞行器的旋转轴为套筒轴，下旋翼与外轴连接，上旋翼与内轴连接。下旋翼有桨叶 11 和桨叶 12，上旋翼有桨叶 13 和桨叶 14。桨叶 11 上布置有推进装置 151，桨叶 12 上布置有推进装置 152，桨叶 13 上布置有推进装置 153，桨叶 14 上布置有推进装置 154。桨叶 13 和桨叶 14 在推进装置的推动下顺时针旋转，桨叶 11 和 12 在推进装置的推动下逆时针旋转。水平推进装置提供飞行器前飞的动力。水平推进装置可以取消。上旋翼和下旋翼上布置有总矩和周期矩控制，其中周期矩控制能够省略。

[0059] 图 25、26、27 是图 24 中飞行器定翼飞行形态的三视图。图 25 是侧视图 ；图 26 是前视图 ；图 27 是俯视图。当本实施例的飞行器进入定翼飞行形态时，上旋翼的桨叶 13、14 伸向机身右侧，桨叶前缘朝向飞行器前进方向，喷气推进装置 153、154 向后方喷气，提供向前的推力 ；下旋翼的桨叶 11、12 伸向机身的左侧。在定翼飞行形态时，本实施例的飞行器的桨叶上的推进装置能够推动飞行器前进。本发明的交叉双桨结构的飞行器也能够采用在桨叶上布置推进装置的方式。

[0060] 本发明飞行器的旋翼除了采用每一片桨叶上都布置一个桨叶折转装置的方案，还可以采用每个旋翼只在一片桨叶上布置有桨叶折转装置的方案。图 28 是单侧具有桨叶折转装置的旋翼在旋翼飞行形态时的结构图。桨叶 11 的翼梁与桨毂轴 61 固定连接，也可以是一体结构的。桨叶 11 不能绕桨毂 41 折转。桨叶 12 的翼梁 52 与折转铰 32 连接，折转铰 32 与桨毂轴 62 连接。翼梁 52 与涡轮 93 固定连接。在桨毂 41 上固定连接有蜗杆座 90，蜗

杆 91 穿过蜗杆座与涡轮 93 啮合。蜗杆座上有蜗杆驱动装置。在桨毂的没有蜗杆座的一端有平衡块 23,用于平衡涡轮蜗杆机构的转动惯量。在旋翼飞行形态时,桨叶 11 和桨叶 12 绕旋转轴 20 旋转对称分布,旋翼旋转产生升力。涡轮和蜗杆具有自锁特性,本身就是锁止装置,能够锁止桨叶的位置。

[0061] 图 29 是单侧具有桨叶折转装置的旋翼在定翼飞行形态时的结构图。旋转轴 20 被锁止,桨叶 11 被保持在具有一定后掠角的位置,桨叶 11 的前缘朝向飞行器前进的方向。此时桨毂 41 沿机身斜向分布。蜗杆驱动装置带动蜗杆 91 旋转,蜗杆 91 带动涡轮 93 旋转,涡轮 93 带动桨叶 12 顺时针转动至桨叶前缘朝向飞行器前进方向的位置。桨叶 12 具有一定的前掠角。单侧具有桨叶折转装置的结构可以节约一套桨叶折转装置,简化了结构。

[0062] 本发明飞行器的旋翼除了采用两个桨叶的结构,还可以采用每个旋翼有两个以上桨叶的结构。图 30 是具有三个桨叶的旋翼在旋翼飞行形态时的结构示意图。桨毂 40 连接在旋转轴 20 上,跟随旋转轴一起转动。桨毂 40 有三个间隔 120 度的分支。翼梁 52 通过折转铰 32 连接到桨毂 40 上,在桨毂 40 和翼梁 52 间并列布置有动作筒 82。翼梁 53 通过折转铰 33 连接到桨毂 40 上,在桨毂 40 和翼梁 53 间布置有动作筒 83。翼梁 51 直接连接在桨毂 40 上,在桨毂 40 与翼梁 51 连接的分支上布置有平衡块 23。三个桨叶互相间隔 120 度旋转对称分布。

[0063] 图 31 是具有三个桨叶的旋翼在定翼飞行形态时的结构示意图。在定翼飞行形态时,旋转轴 20 停止转动,桨毂 40 被锁止在没有连接桨叶折转装置的分支所连接的桨叶前缘朝向飞机飞行的正方形即 x 轴正方形的位置,即翼梁 51 所连接的桨叶前缘朝向飞行方向的位置。翼梁 53 在动作筒 83 的带动下,绕折转铰 33 逆时针转动至桨叶前缘朝向飞行器前方的位置并锁止。翼梁 52 在动作筒 82 的带动下绕折转铰 32 顺时针转动至桨叶前缘朝向飞机前方的位置。三片桨叶都朝向飞机的前方,产生升力。旋翼还可以包括三片以上的桨叶。

[0064] 图 32 是应用于本发明飞行器的桨叶的平面结构图。飞行器在旋翼形态飞行时,桨叶绕旋转轴旋转,翼尖的速度最高能够接近音速,而翼根处的速度很低,升力主要在桨叶的外段即靠近翼尖的桨叶段产生。而在定翼飞行形态时,气流流过桨叶 / 机翼的翼根和翼尖的速度基本相同,单位展长的机翼,如果弦长越长,则该段机翼面积越大,该段机翼产生的升力越多。相反,弦长越短,该段机翼面积越小,该段机翼产生的升力越少。为了充分利用不同飞行形态下桨叶 / 机翼的气流分布特点,更好地兼顾旋翼飞行形态和定翼飞行形态两种状态,桨叶采用图 32 所示的平面形状。桨叶具有桨叶梁 50,桨叶梁 50 通过折转铰 30 与桨毂连接。桨叶从翼根到翼尖包括宽弦翼段 113 和窄弦翼段 117。宽弦翼段与窄弦翼段是相互比较而言的,宽弦翼段的弦长大于窄弦翼段的弦长。通常宽弦翼段的弦长至少是窄弦翼段弦长的 1.2 倍以上,进一步的,宽弦翼段的弦长至少是窄弦翼段弦长的 1.5、1.8、2、3、4、5、6 倍以上。宽弦翼段的弦长可以是变化的。窄弦翼段的弦长也可以是变化的。宽弦翼段靠近翼根,在旋翼飞行形态时,该翼段的周向线速度较低,所以尽管弦长比较长,宽弦翼段产生的阻力也比较小,而产生的升力大于位于相同半径处的窄弦结构桨叶;在定翼飞行形态时,因为宽弦翼段的机翼面积较大,能够产生大于窄弦机翼的升力。窄弦翼段靠近翼尖,在旋翼飞行形态时周向线速度较高,能够产生较大的升力,而阻力较小。在宽弦翼段 113 和窄弦翼段 117 之间布置有过渡翼段 115。过渡翼段 115 与宽弦翼段 113 相连接位置的翼型相同,过渡翼段 115 与窄弦翼段 117 相连接的位置的翼型相同。过渡翼段能够实现宽弦翼段与窄

弦翼段之间的平滑过渡，改善流过桨叶的流场，降低诱导阻力。桨叶不同翼展处的翼型可以不同，宽弦翼段的翼型优选固定机翼的翼型，窄弦翼段的翼型优选旋翼桨叶的翼型以最大限度地发挥各翼段的作用。通常窄弦翼段不同翼展处的弦长相同，窄弦翼段的平面形状为矩形。宽弦翼段的平面形状可以是前缘和/或后缘为直线的矩形、梯形，也可以是前缘和/或后缘为曲线的其它形状。在展向上，宽弦翼段位于翼根到1/4~3/4展长之间，优选的宽弦翼段位于翼根到1/3~3/5展长之间，进一步优选的宽弦翼段位于翼根到1/3~1/2展长之间。在宽弦翼段113的后缘布置有可动舵面121。宽弦翼段的厚度比较大，机翼内部能够布置液压或者电动的伺服机构以驱动可动舵面121。不同桨叶上的可动舵面能够差动以产生横滚力矩，可以用于补偿定翼飞行形态时由于桨叶上反和/或下反产生的滚转力矩。在进行飞行形态转换时，在桨叶旋转速度较低时，可以向下偏转可动舵面来产生额外的升力，保持飞行器飞行的平稳。

[0065] 图33是应用于本发明飞行器的另一种桨叶的平面结构图。在宽弦翼段113靠近翼根的一侧布置有翼根翼段119，翼根翼段119在翼根处的弦长短于翼根翼段与宽弦翼段相连接位置的弦长。翼根翼段119的弦长从翼尖向翼根方向逐渐变短，越靠近旋转轴桨叶的弦长越短。翼根翼段靠近旋转轴的一侧变窄，能够避免在定翼飞行形态时同一个旋翼的多个桨叶的翼根之间的碰撞和干扰，同时降低翼根处的诱导阻力。翼根翼段可以是梯形，也可以是具有曲线边缘的其它形状，如椭圆形。在展向上，宽弦翼段113位于翼根翼段到1/4~3/4展长之间，优选的宽弦翼段位于翼根翼段到1/3~3/5展长之间，进一步优选的宽弦翼段位于翼根翼段到1/3~1/2展长之间。

[0066] 本发明飞行器在使用时，以旋翼飞行形态垂直起飞，旋翼前倾或推进装置推动飞行器前飞，速度达到转换速度域时，飞行器转到定翼飞行形态巡航飞行；降落时，飞行器从定翼飞行形态转换到旋翼飞行形态，垂直降落。

[0067] 本发明的飞行器在飞行速度处于转换速度域之中时，从旋翼飞行形态向定翼飞行形态的转换过程包括旋翼停止步骤和桨叶折转步骤：在旋翼停止步骤，与旋转轴连接的旋翼启停装置停止旋翼和旋转轴的转动并锁止旋翼桨毂的位置；在桨叶折转步骤，桨叶折转装置折转旋翼的桨叶至桨叶前缘朝向飞行器前进方向并保持桨叶位置，飞行器进入定翼飞行形态。在旋翼停止步骤，旋翼轴与动力装置断开连接，刹车装置对旋转轴进行刹车，锁止装置用于把旋转轴锁定在正确的位置上并保持旋转轴不动。可以在旋转轴与动力装置之间设置离合器来断开或结合旋转轴与动力装置之间的连接。旋翼启停装置包括离合器。离合器可以是电磁离合器也可以是机械式离合器。刹车装置可以是盘式刹车装置也可以是鼓式刹车装置，还可以是电磁刹车装置。刹车装置的刹车盘布置在旋转轴上，与旋转轴同心固定连接。旋翼启停装置包括刹车装置。锁止装置可以与刹车装置是一体的，也可以是单独的装置。当锁止装置与刹车装置是一体时，可以在刹车盘上开定位孔，然后通过把定位插销插入定位孔实现定位。旋翼启停装置包括锁止装置。桨叶的折转能够通过桨叶折转装置来实现。离合器、刹车装置、锁止装置都是公知技术。旋翼启停装置可以采用公知的轴启停装置。

[0068] 本发明的飞行器在飞行速度处于转换速度域之中时，从定翼飞行形态向旋翼飞行形态的转换过程包括桨叶折转步骤和旋翼启动步骤：在桨叶折转步骤，桨叶在桨叶折转装置的驱动下转动到桨叶展向指向旋翼旋转面径向的位置，也即桨叶围绕旋转轴旋转对称分布的状态，此时桨叶沿旋转轴周向均匀分布；在旋翼启动步骤，此时旋转轴和旋翼锁止装置

解锁，旋转轴和旋翼刹车装置松开，离合器把旋转轴和动力装置接合，旋转轴和旋翼在动力装置的带动下开始旋转。飞行器进入旋翼飞行模式。

[0069] 为了进一步提高转换的平稳性，在从旋翼飞行形态向定翼飞行形态转换时，也能够采用下述步骤：首先，旋翼的旋转轴与动力装置断开连接。然后，刹车装置对旋转轴和/或旋翼进行刹车减速。接下来，在旋转轴和桨毂停止旋转前的最后1/4圈时，桨叶前缘朝向飞行器前进方向的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置以与桨毂/旋转轴相同的角速率向桨毂/旋转轴转动的反方向折转该桨叶，以保持该桨叶始终指向飞行器左右方向且前缘朝向飞机前方，能够为飞行器提供升力。同时，另一片桨叶，即桨叶前缘朝向飞行器后方的桨叶的桨叶折转装置启动，将桨叶向与旋转轴转动方向相同的方向折转至该桨叶的锁止位置，该步骤也可以不与前一步骤同时进行。最后锁止旋转轴、桨毂和桨叶的位置。飞行器从旋翼飞行形态进入到定翼飞行形态。采用上述转换过程，能够保证每个旋翼有一片桨叶在最后1/4圈始终朝向飞行器前方以产生升力，保证了转换过程的平稳。

[0070] 为了进一步提高转换的平稳性，在从定翼飞行形态向旋翼飞行形态转换时，能够采用下述步骤：首先，旋转轴锁止装置和/或桨叶锁止装置解锁；然后，离合器接合旋转轴与动力装置之间的连接，旋转轴启动，旋转轴开始旋转；接下来，在旋转轴开始旋转的最初1/4圈，在后桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置以与桨毂/旋转轴相同的角速率向桨毂/旋转轴转动的反方向折转该桨叶，以保持该桨叶的前缘朝向飞机前进方向且翼尖指向飞行器左右方向；同时，在前桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置向与旋转轴转动方向相同的方向折转该桨叶至桨叶与桨毂在一条直线上，即桨叶在旋翼状态时的初始位置；此步骤也可以不与前一步骤同时进行。旋翼开始旋转，飞行器进入旋翼飞行形态。

[0071] 对于桨叶上布置有推进装置的飞行器从旋翼飞行形态向定翼飞行形态变换包括旋翼停止步骤和桨叶折转步骤：在旋翼停止步骤，停止旋翼的转动并锁止旋翼桨毂的位置；在桨叶折转步骤，桨叶折转装置折转旋翼的桨叶至桨叶前缘朝向飞行器前进方向并保持桨叶位置，飞行器进入定翼飞行形态。桨叶上布置推进装置的飞行器不需要旋转轴来驱动旋翼，因此旋转轴上不需要布置离合器。如果旋翼桨毂与旋转轴是固定连接的，即旋翼会带动旋转轴一起转动，可以把刹车装置和锁止装置布置在旋转轴上。如果只有桨毂转动而旋转轴不转动，则可以把刹车装置和锁止装置布置在桨毂上。

[0072] 对于桨叶上布置有推进装置的飞行器从定翼飞行形态向旋翼飞行形态的转换过程包括桨叶折转步骤和旋翼启动步骤：在桨叶折转步骤，桨叶在桨叶折转装置和/或推进装置的驱动下转动到旋翼状态时的初始位置，即桨叶展向指向旋翼径向的位置，也即桨叶围绕旋转轴旋转对称分布的状态，此时桨叶沿旋转轴周向均匀分布；在旋翼启动步骤，锁止装置解锁，刹车装置松开刹车，旋翼在推进装置的带动下开始旋转。旋翼开始旋转，飞行器进入旋翼飞行模式。

[0073] 为了进一步提高转换的平稳性，对于桨叶上布置有推进装置的飞行器在从旋翼飞行形态向定翼飞行形态转换时，能够采用下述步骤：首先，刹车装置对旋转轴和/或旋翼进行刹车减速。然后，在桨毂停止旋转前的最后1/4圈时，桨叶前缘朝向飞行器前进方向的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置以与桨毂相同的角速率向桨毂转动的反方向折转该桨叶，以保持该桨叶始终指向飞行器左右方向且前缘朝向飞机前方，能够为飞行器提供升力，桨叶上的推进装置能够提供前向的推力。同时，另一片桨叶，即桨叶前缘朝向飞行器后

方的桨叶的桨叶折转装置启动，将桨叶向与桨毂转动方向相同的方向折转至该桨叶的锁止位置；该步骤也可以不与前一步骤同时进行。最后锁止旋翼桨毂和桨叶的位置。飞行器从旋翼飞行形态进入到定翼飞行形态。

[0074] 为了进一步提高转换的平稳性，对于桨叶上布置有推进装置的飞行器在从定翼飞行形态向旋翼飞行形态转换时，也能够采用下述步骤：首先，在前桨叶的锁止装置解锁，然后，在前的桨叶的折转装置启动，桨叶折转装置向与旋翼转动方向相同的方向折转该桨叶至桨叶与桨毂在一条直线上的位置，即桨叶在旋翼状态时的初始位置，此时桨毂没有开始旋转；接下来，桨毂锁止装置和/或在后的桨叶锁止装置解锁；接下来，在桨毂开始旋转的最初1/4圈，在后的桨叶的桨叶折转装置启动，桨叶折转装置以与桨毂相同的角速率向桨毂转动的反方向折转该桨叶至与桨毂在同一条线上。旋翼开始旋转，飞行器进入旋翼飞行形态。

[0075] 尽管以上针对特定实施例对本发明进行了详细的说明，但本领域技术人员应当理解，本发明不限于以上公开的特定实施例。在不偏离本发明的本质和范围的情况下，可以对本发明进行各种修改和替换。本发明的范围仅由所附权利要求书限定。

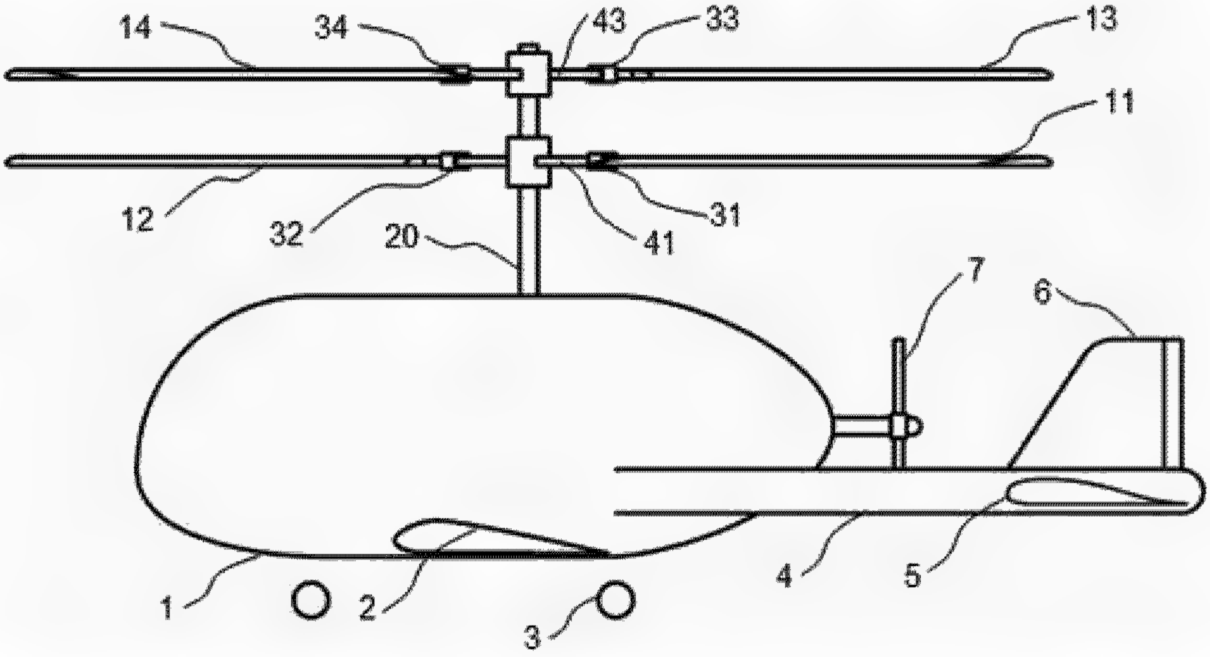

14
34
43
33
13
11
12
32
20
31
41
7
6
1
2
3
4
5

图 1

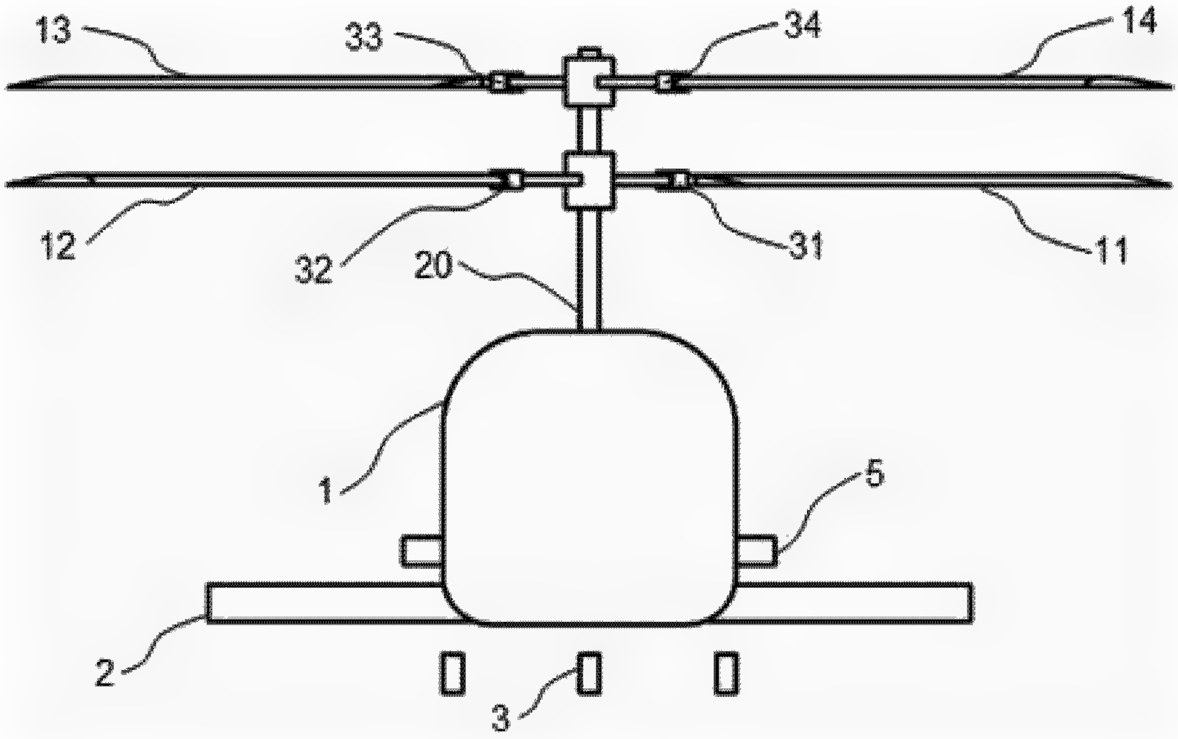

13
33
34
14
12
32
20
31
11
1
5
2
3

图 2

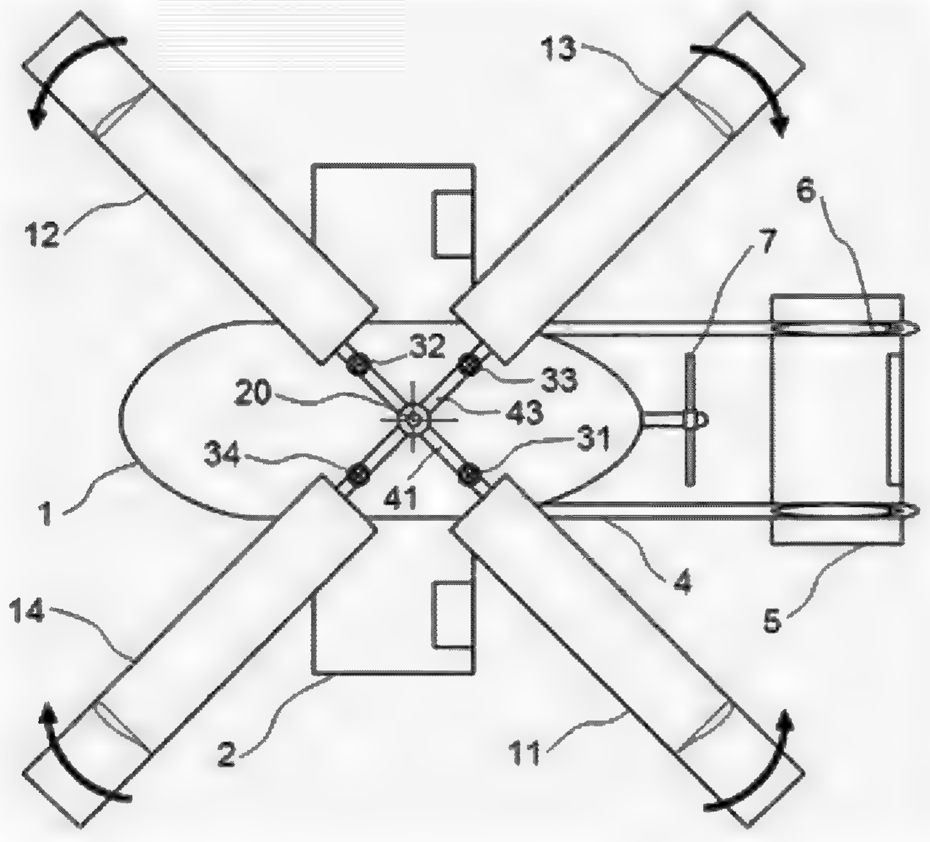

13
6
12
7
32
33
20
43
34
31
41
1
4
14
5
2
11

图 3

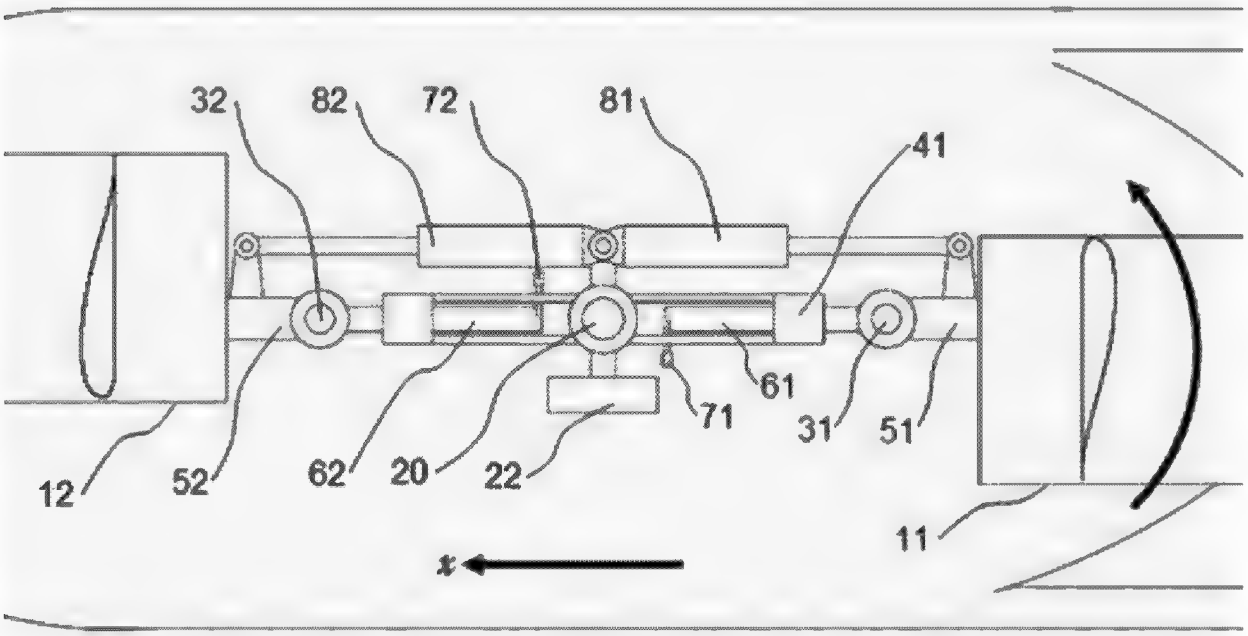

32
82
72
81
41
61
71
31
51
12
52
62
20
22
11
x

图 4

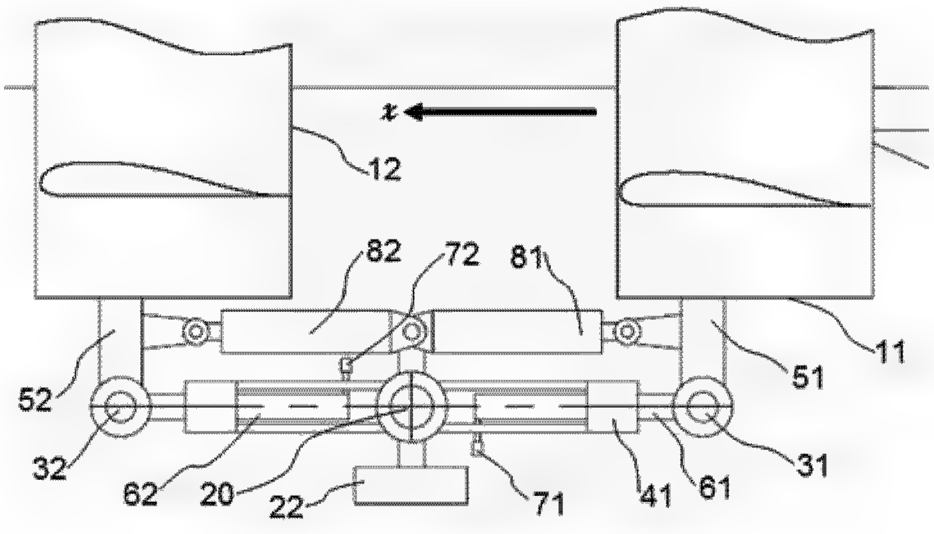

x
12
82
72
81
11
52
51
32
31
62
20
22
71
41
61

图 5

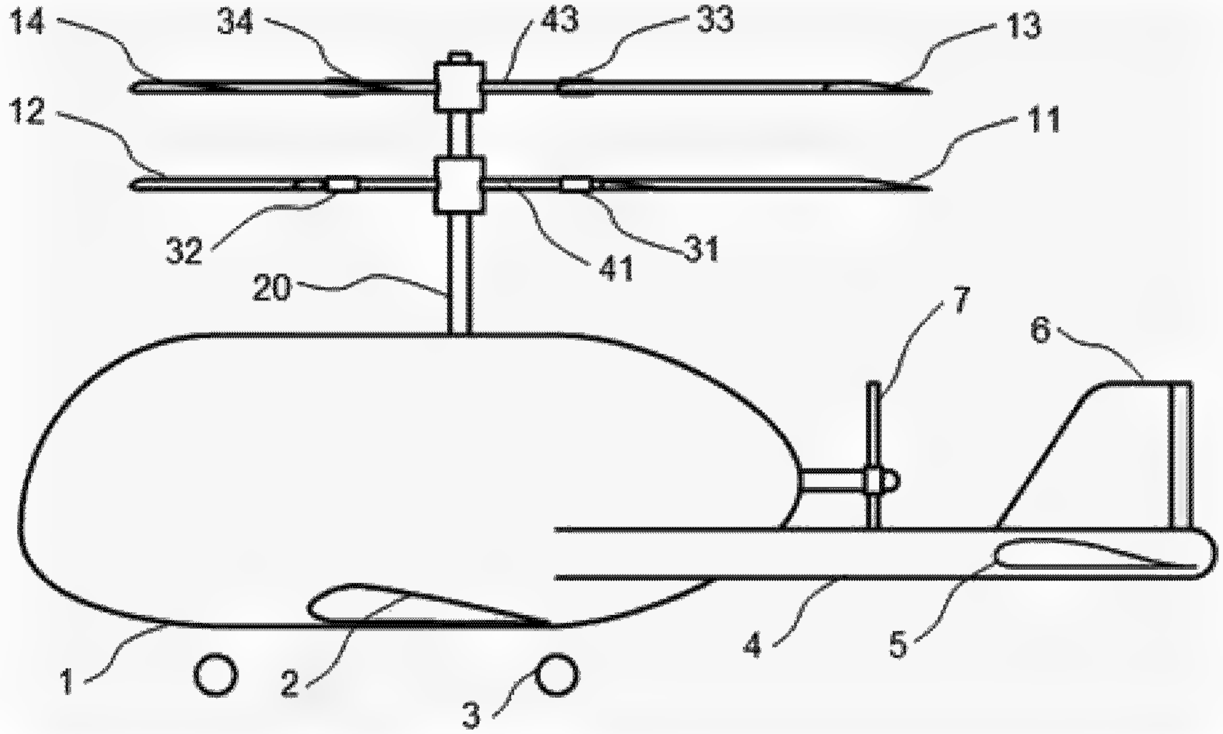

14
34
43
33
13
12
11
32
41
31
20
7
6
1
2
3
4
5

图 6

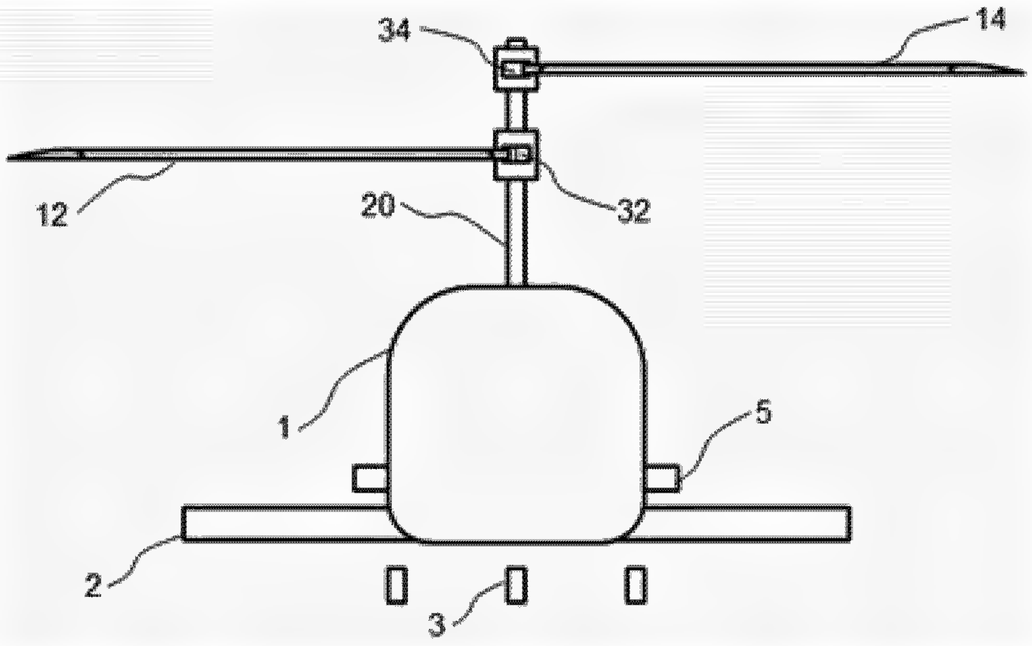


图 7

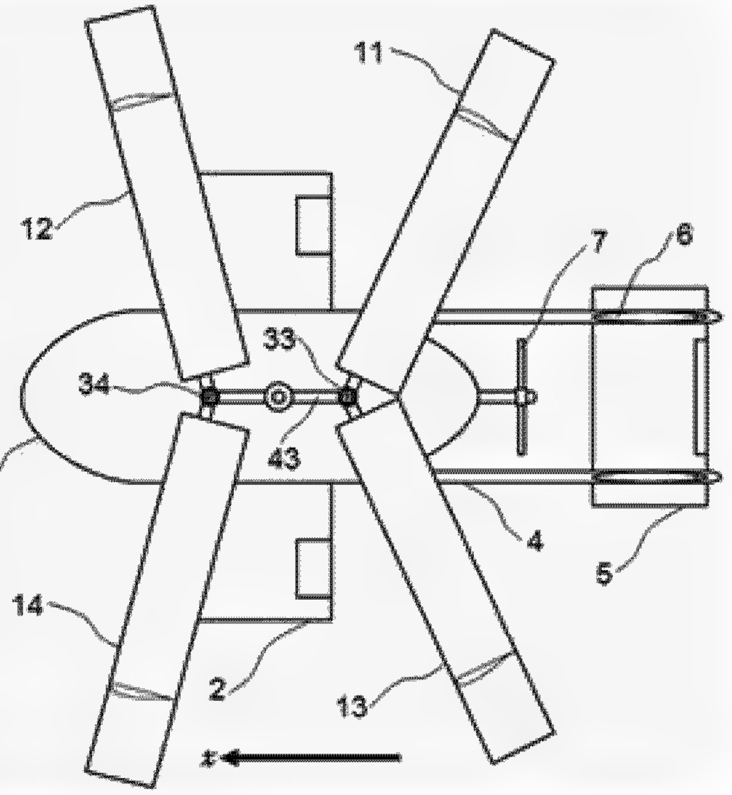


图 8

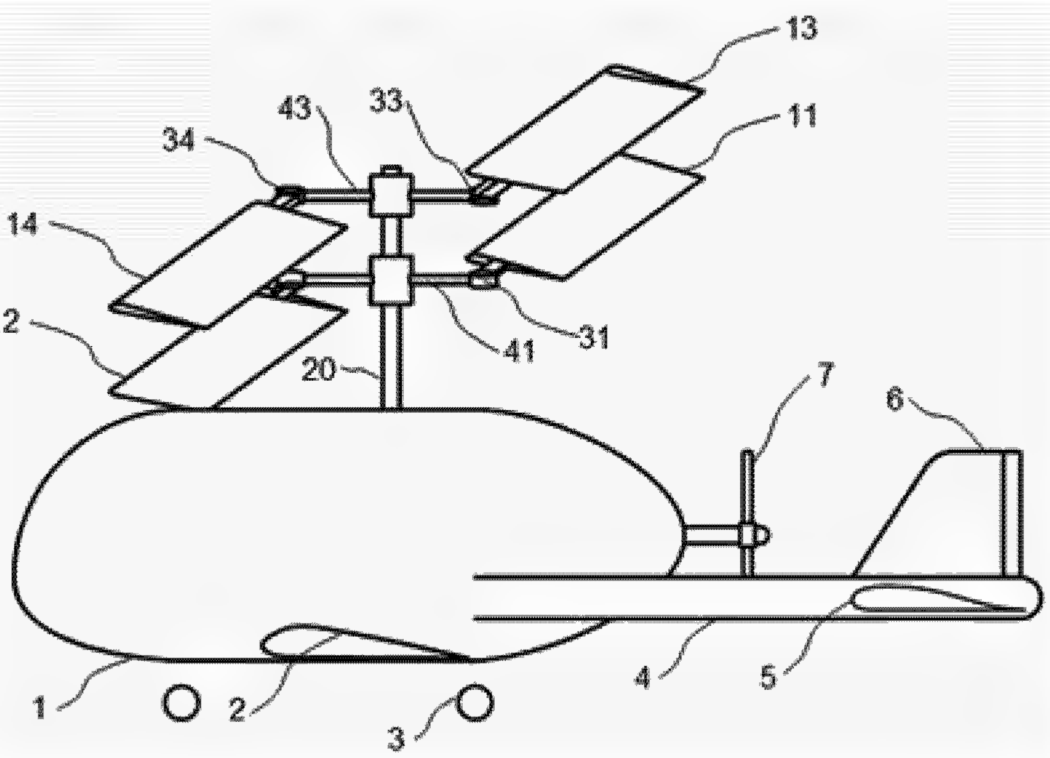


图 9

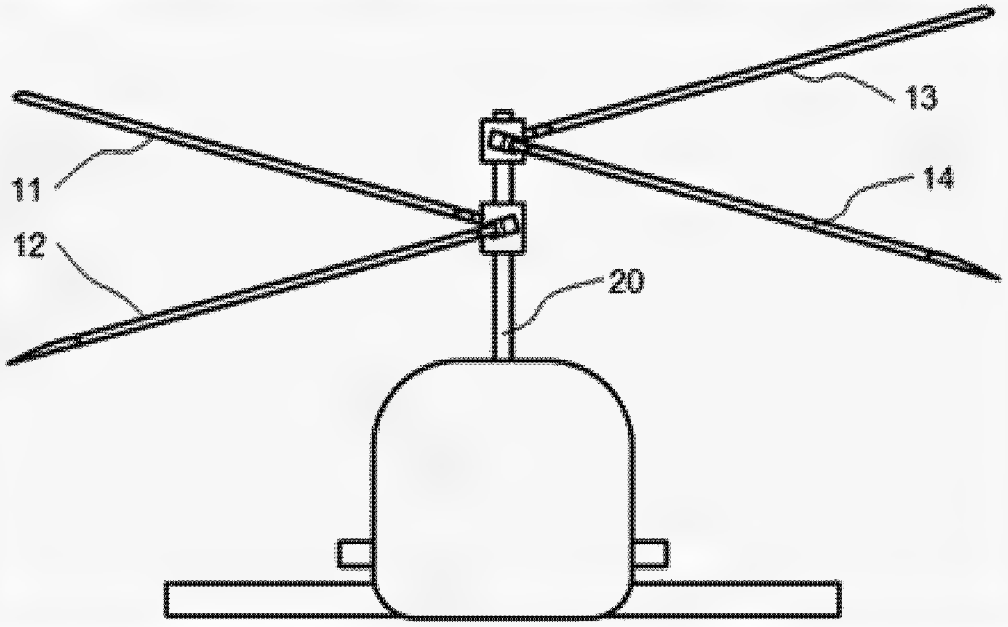


图 10

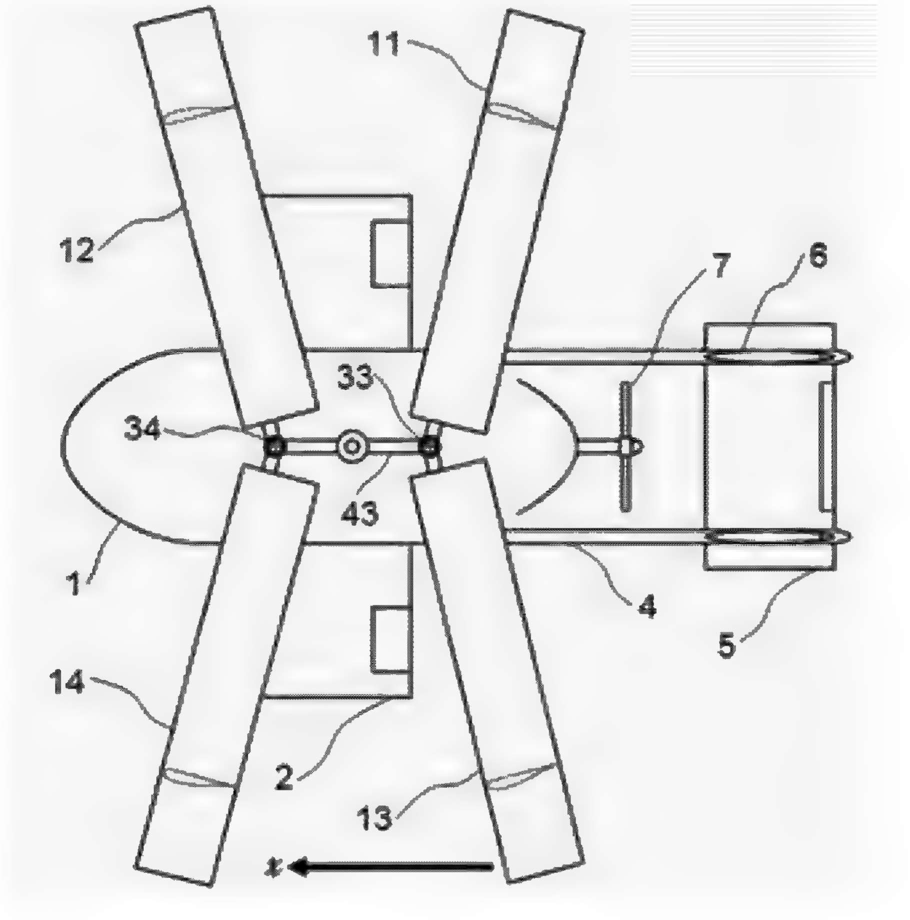


图 11

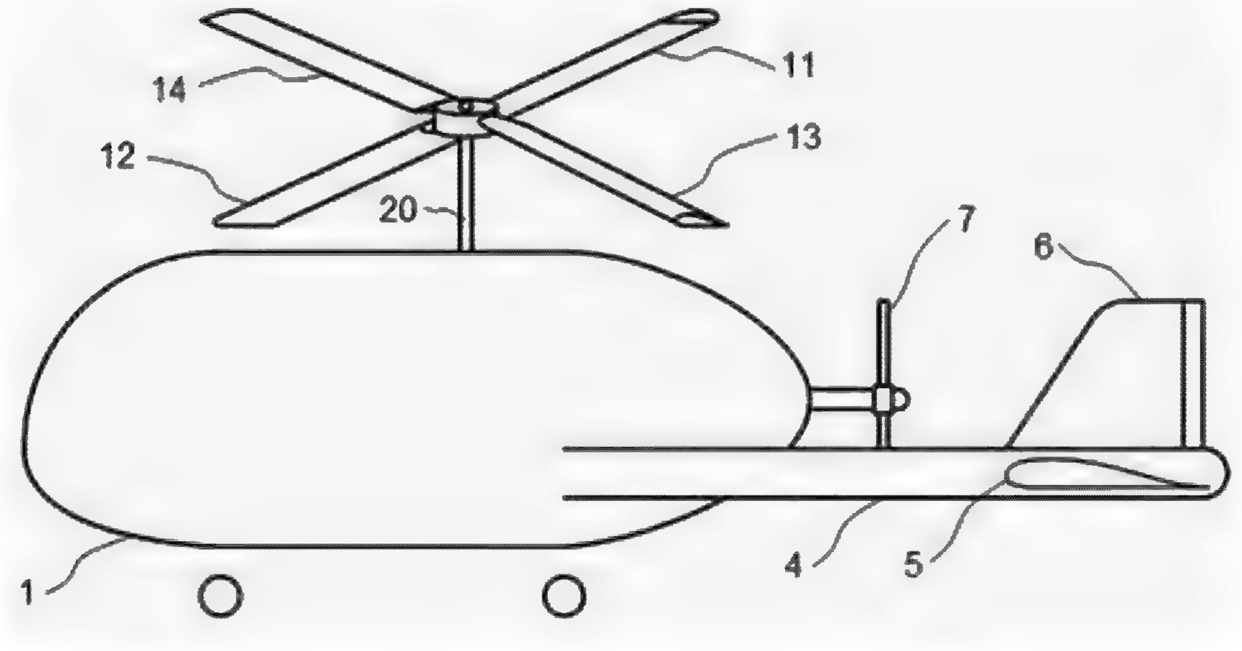


图 12

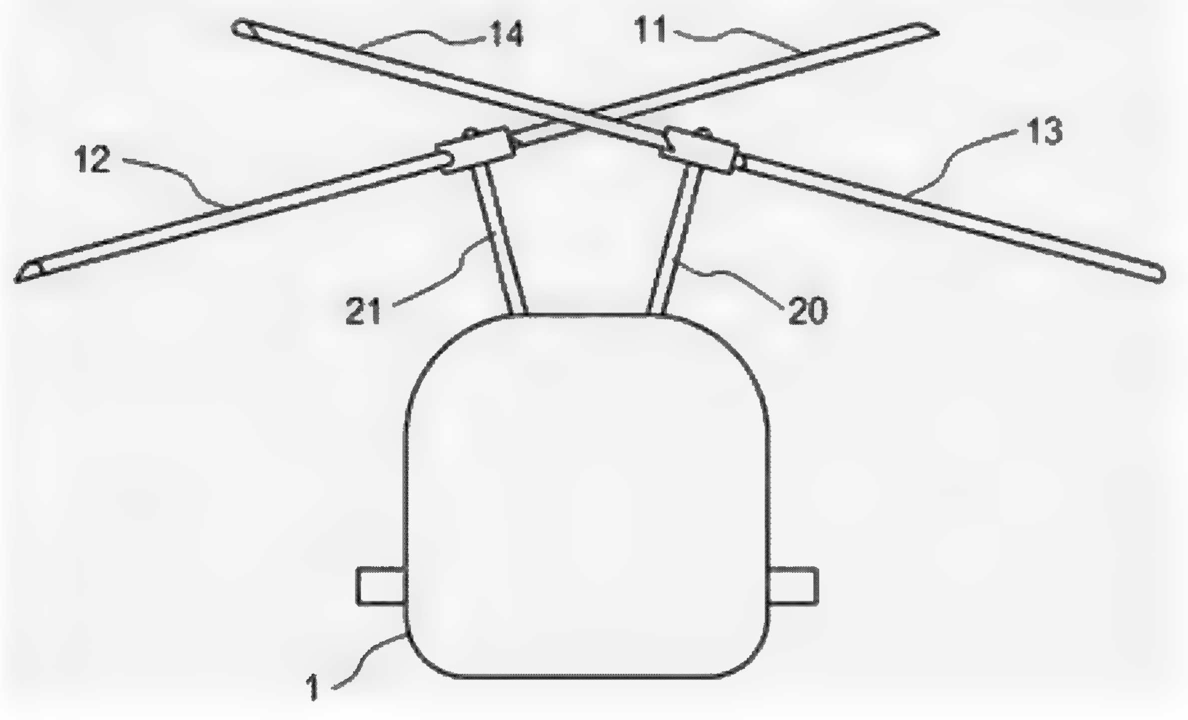


图 13

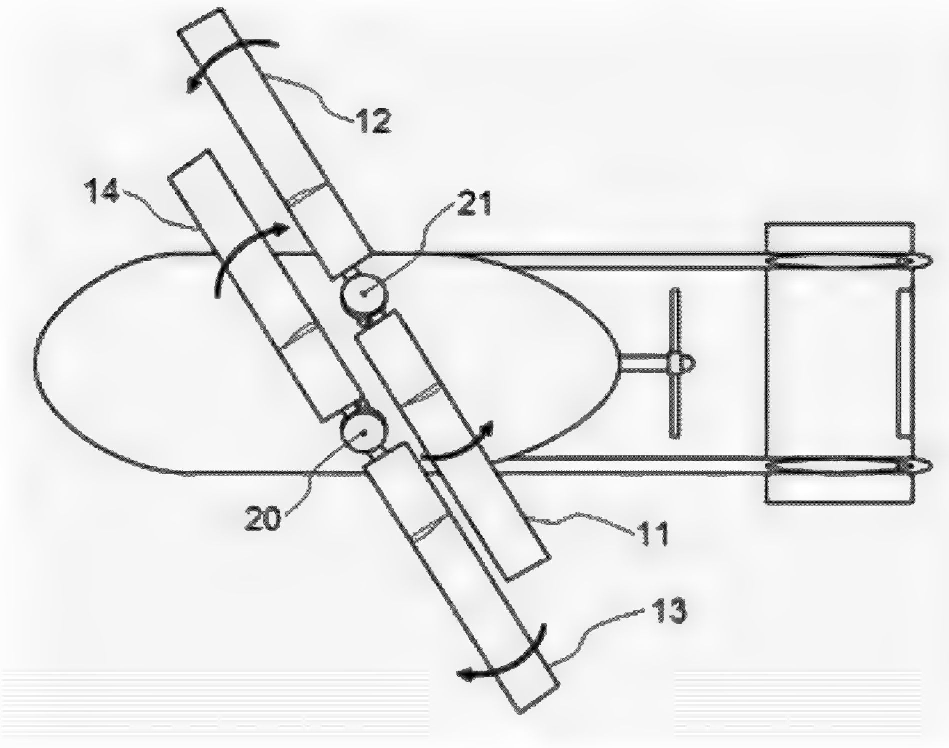


图 14

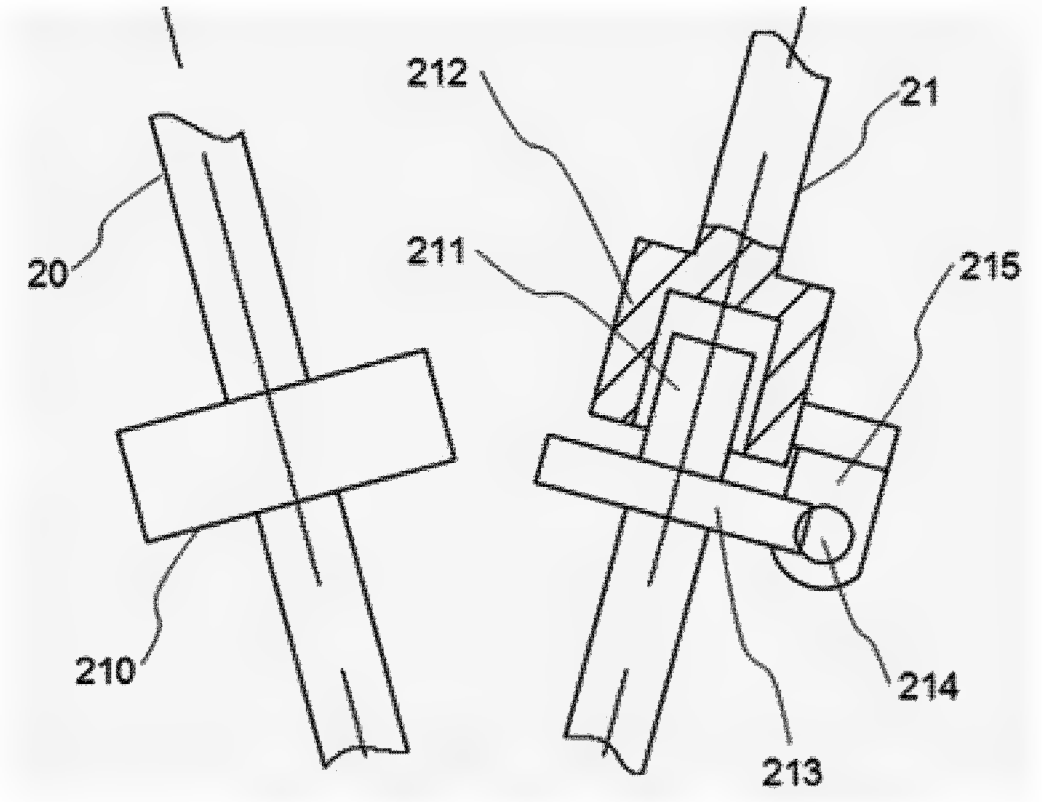


图 15

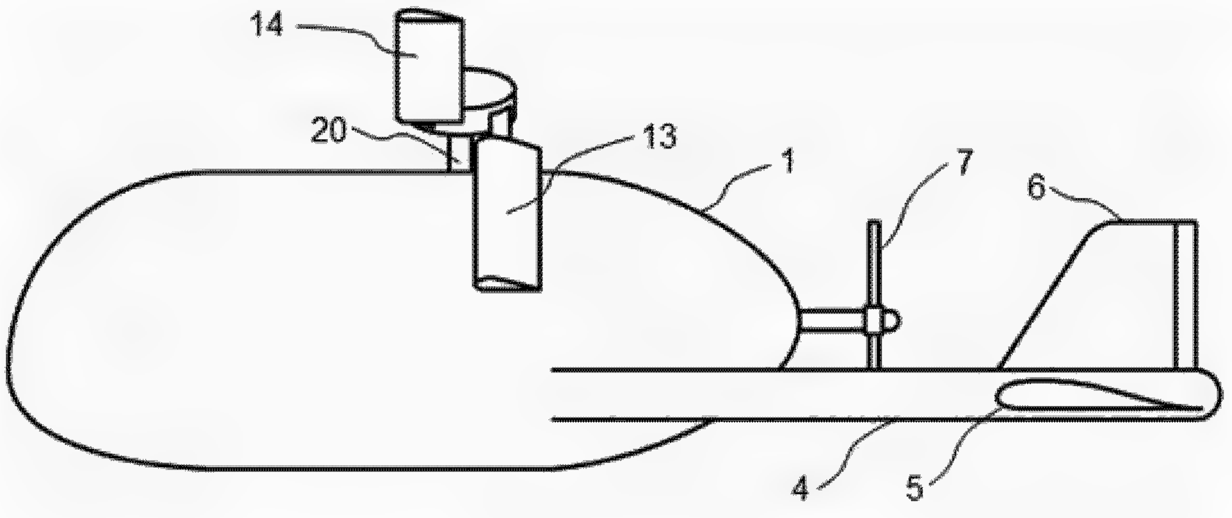


图 16

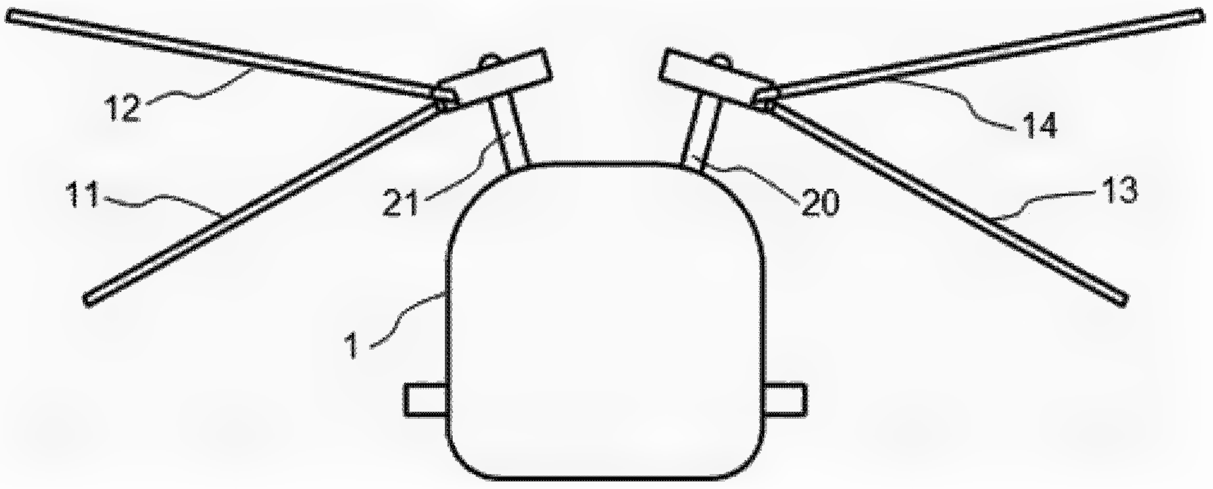


图 17

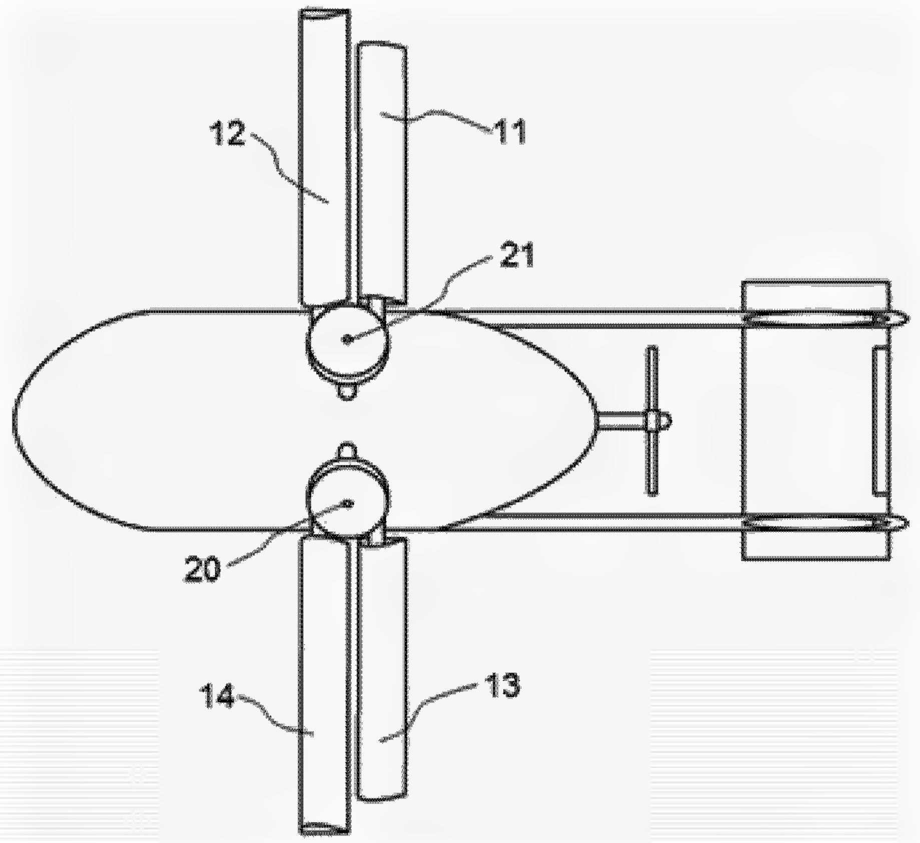


图 18

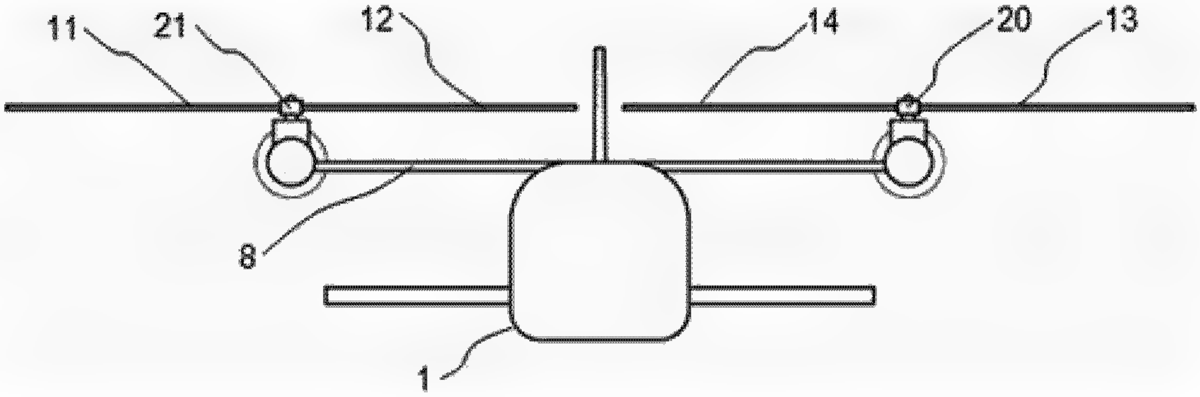


图 19

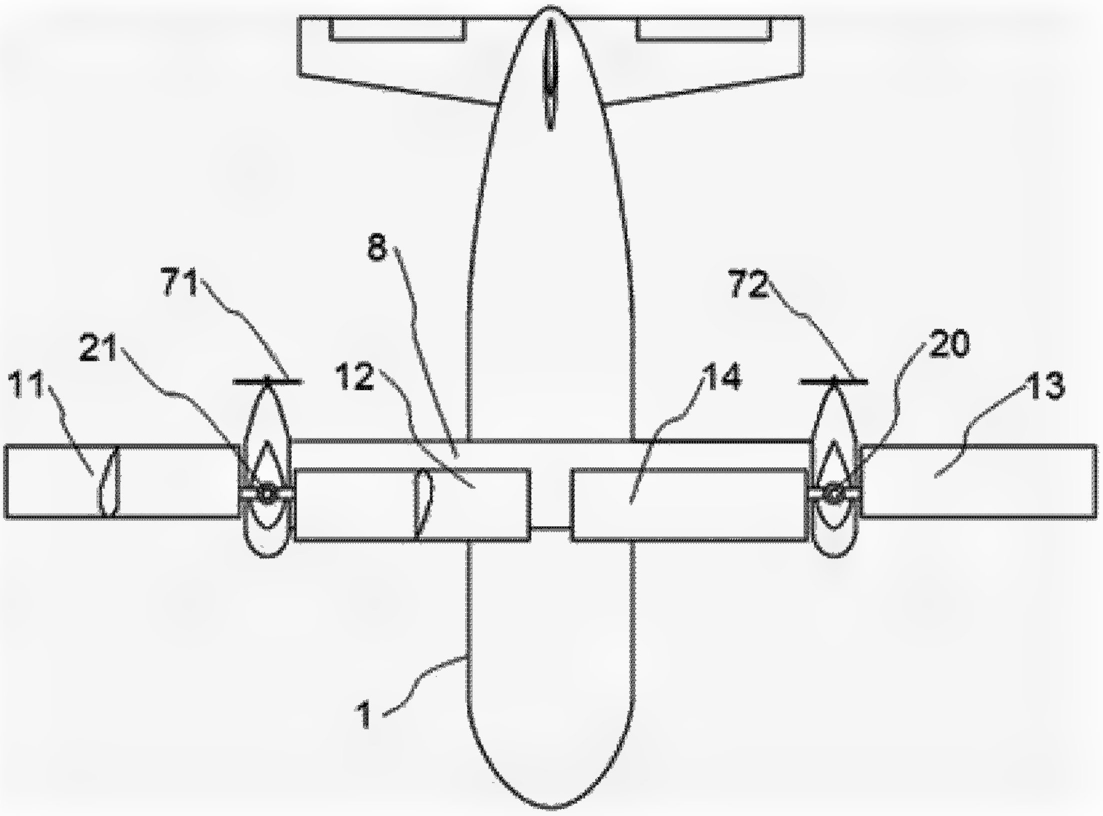


图 20

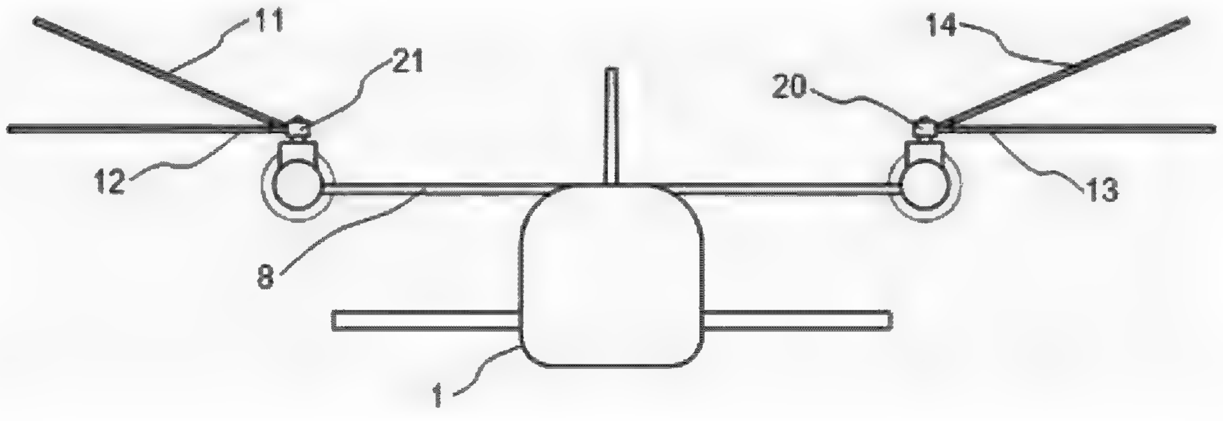


图 21

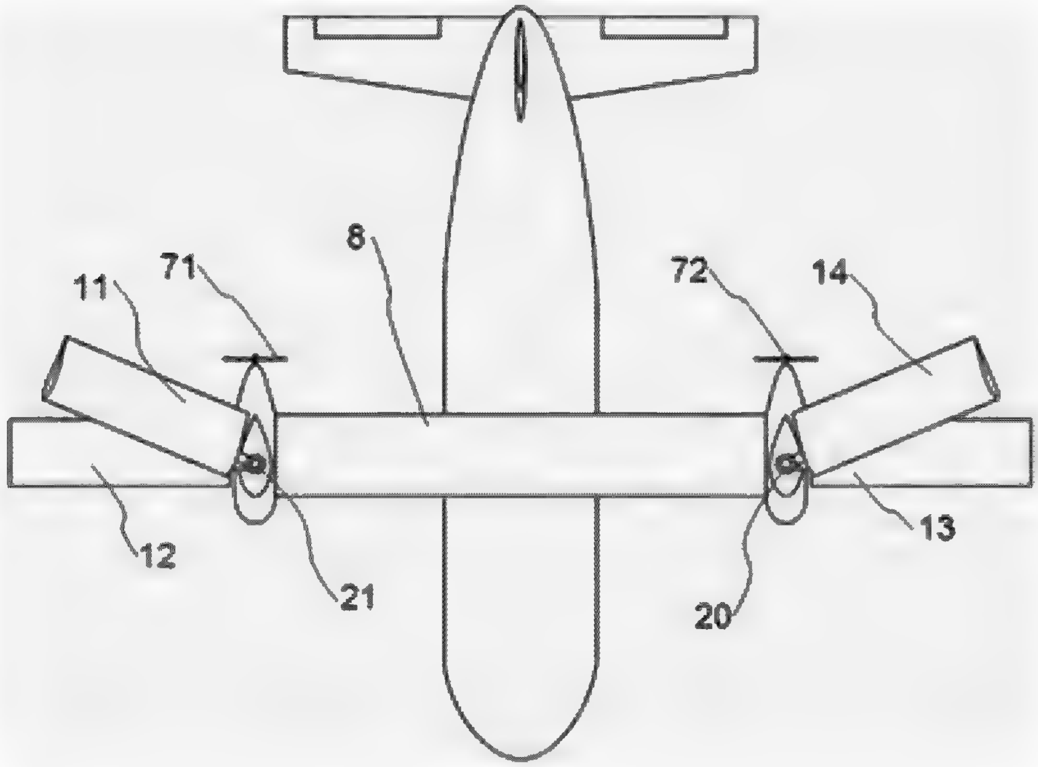


图 22

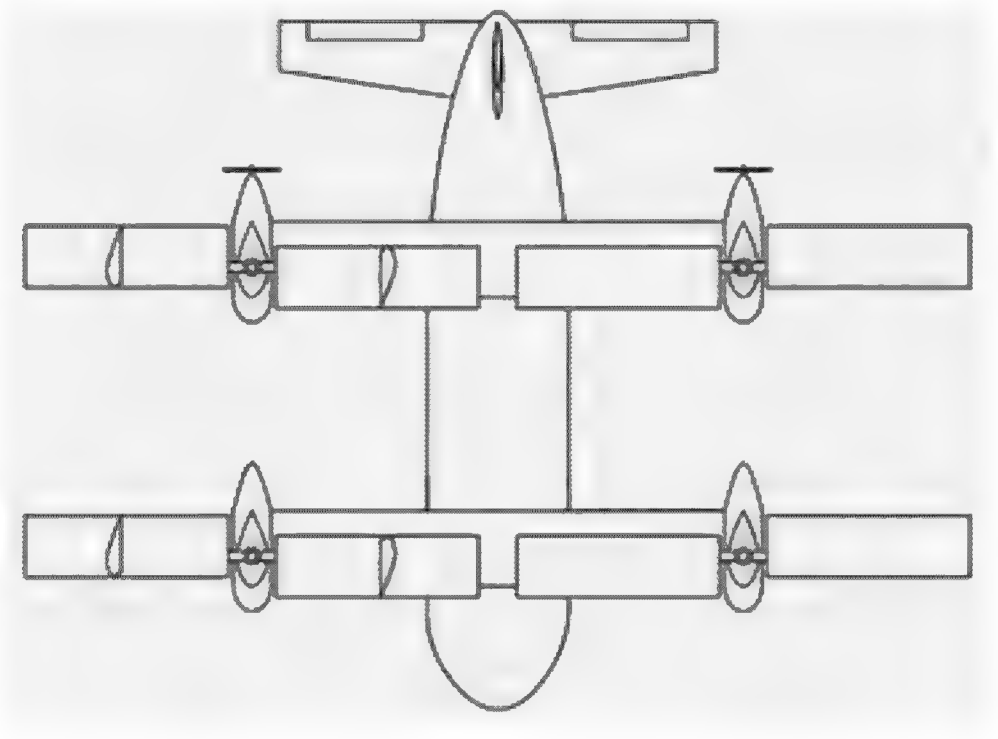


图 23

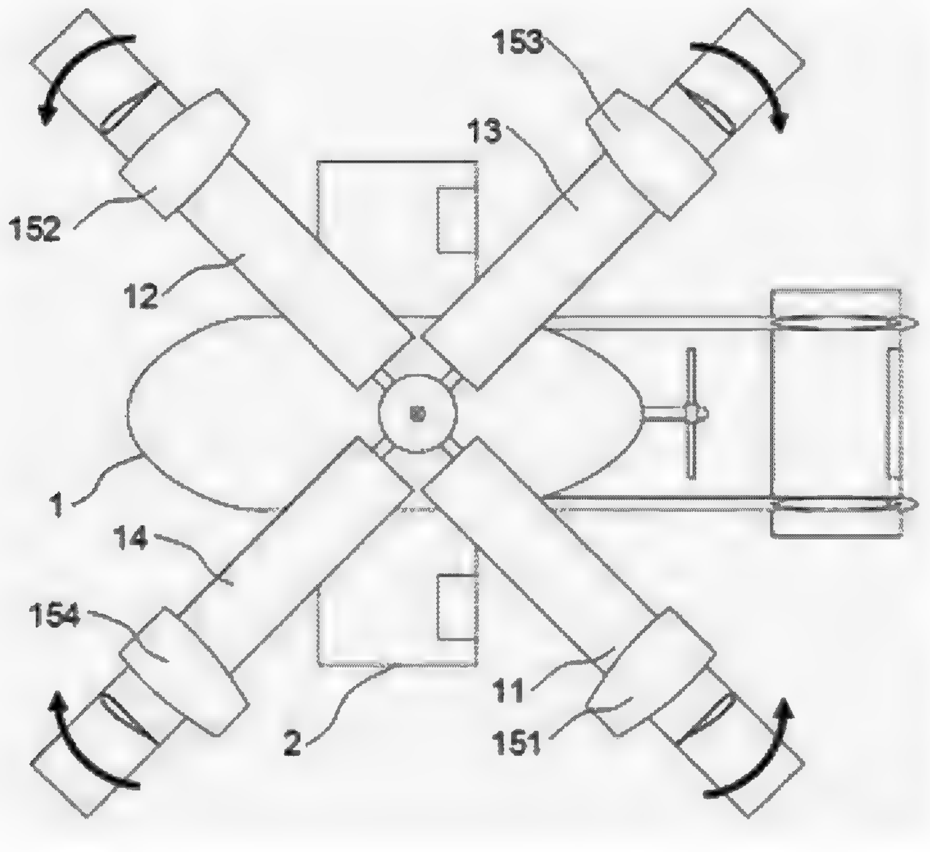


图 24

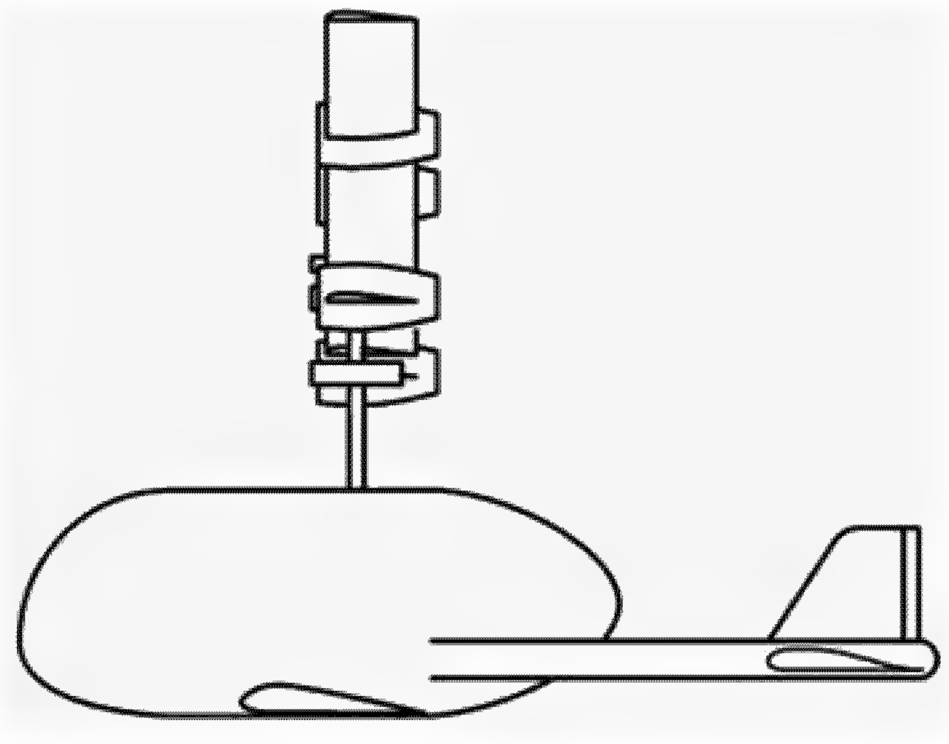


图 25

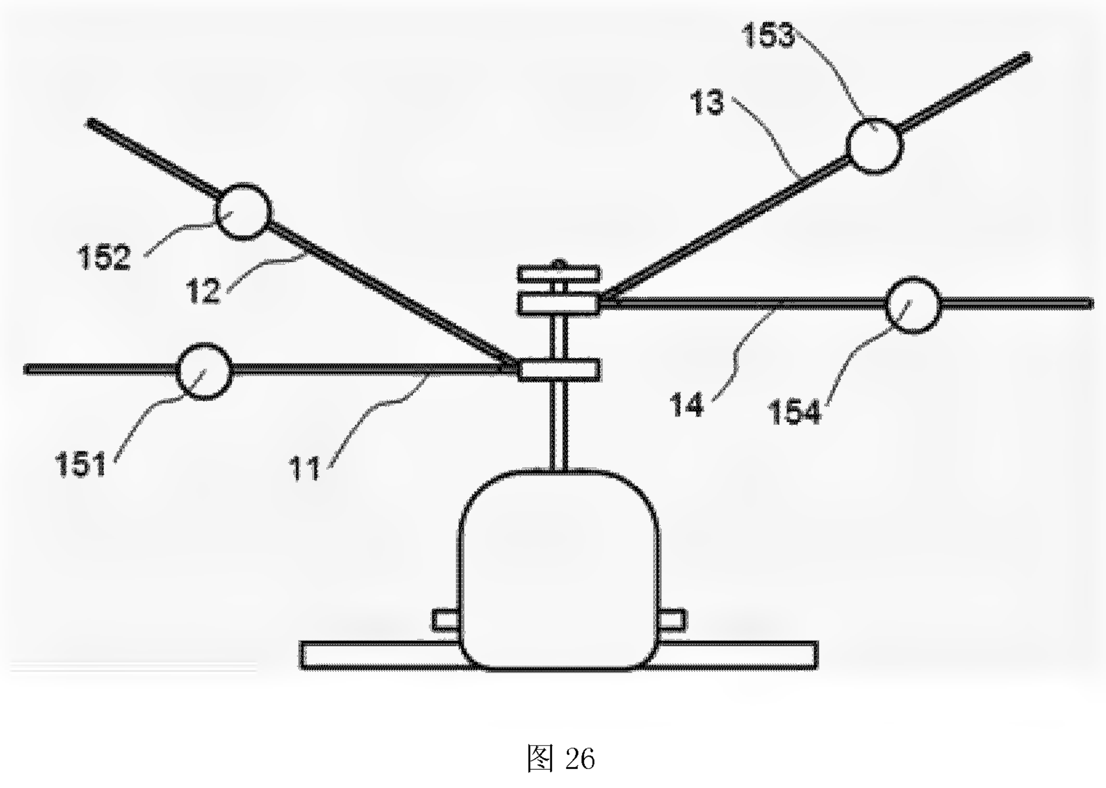


图 26

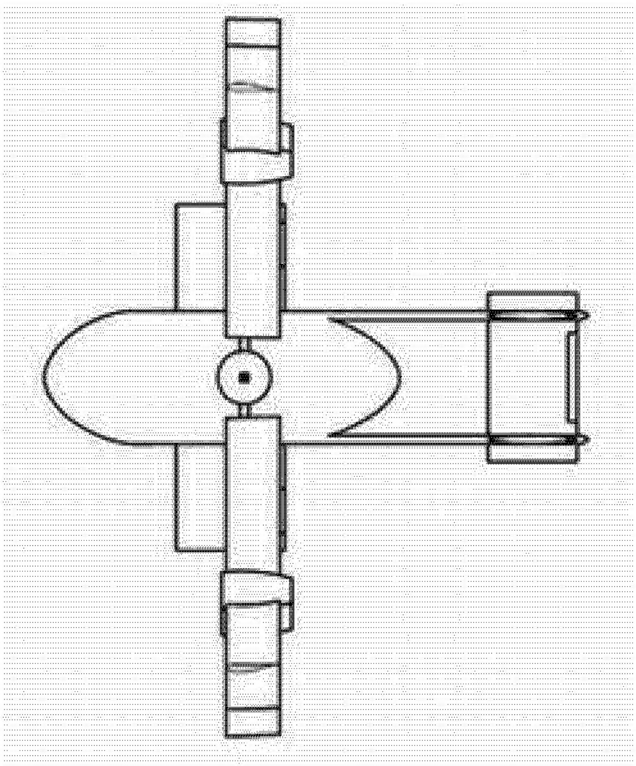


图 27

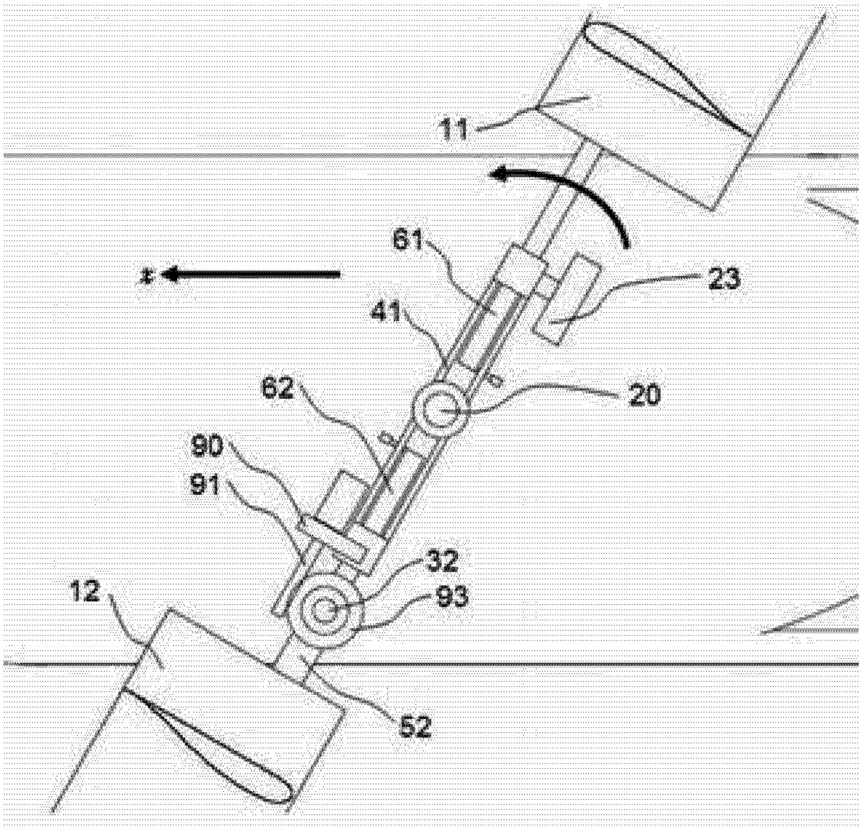


图 28

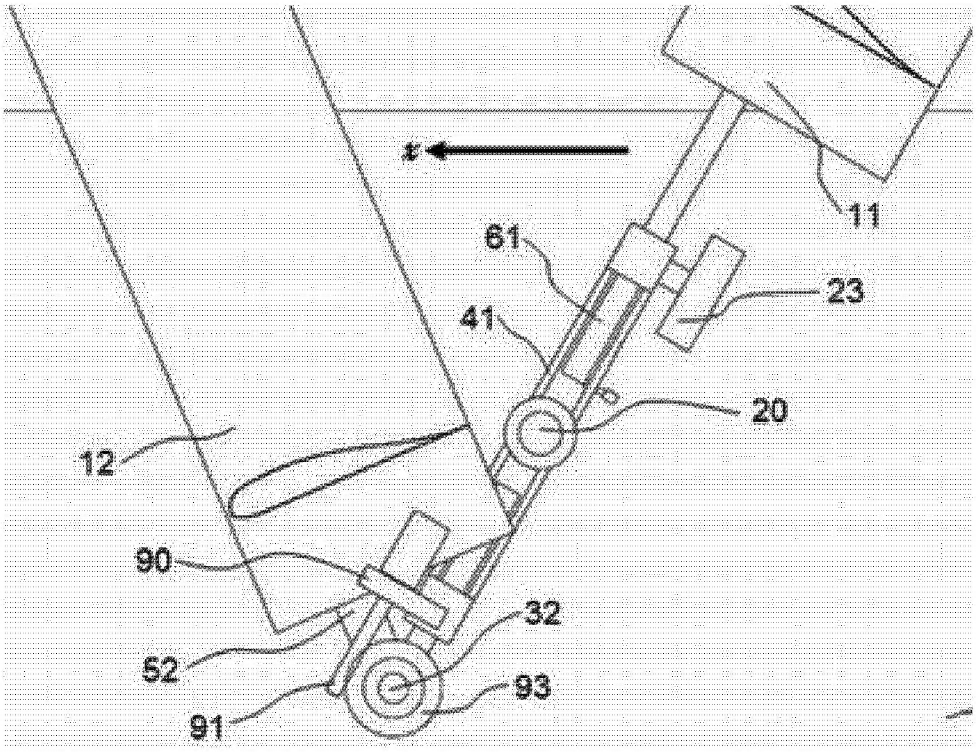


图 29

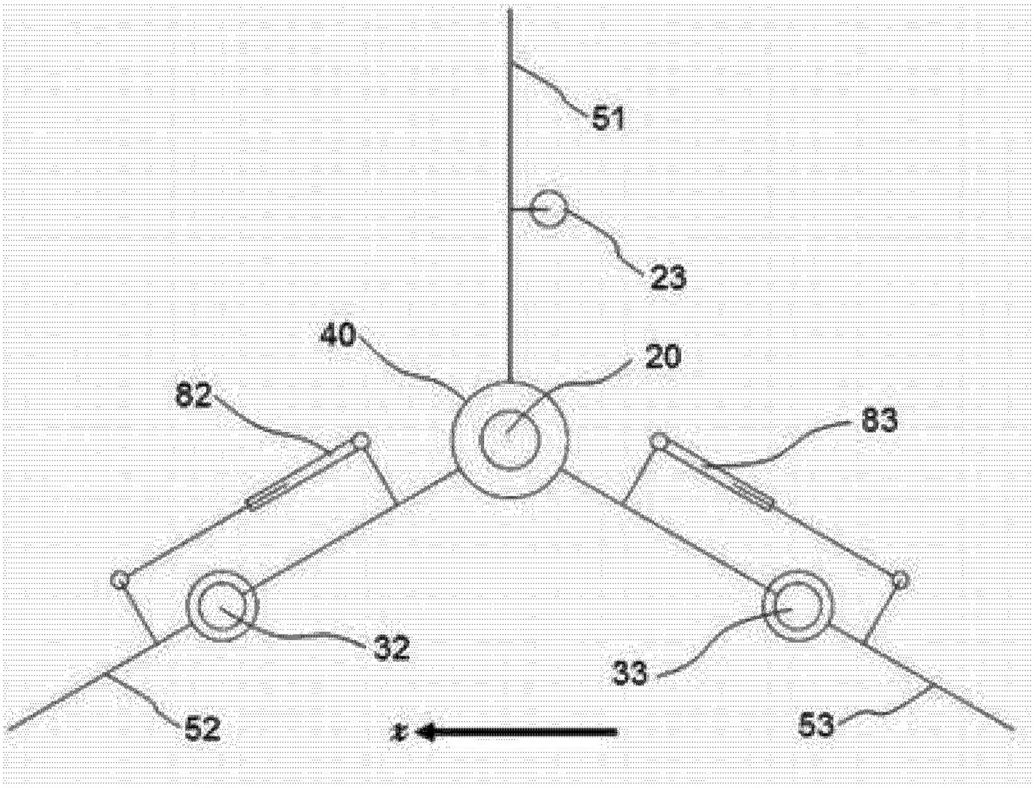


图 30

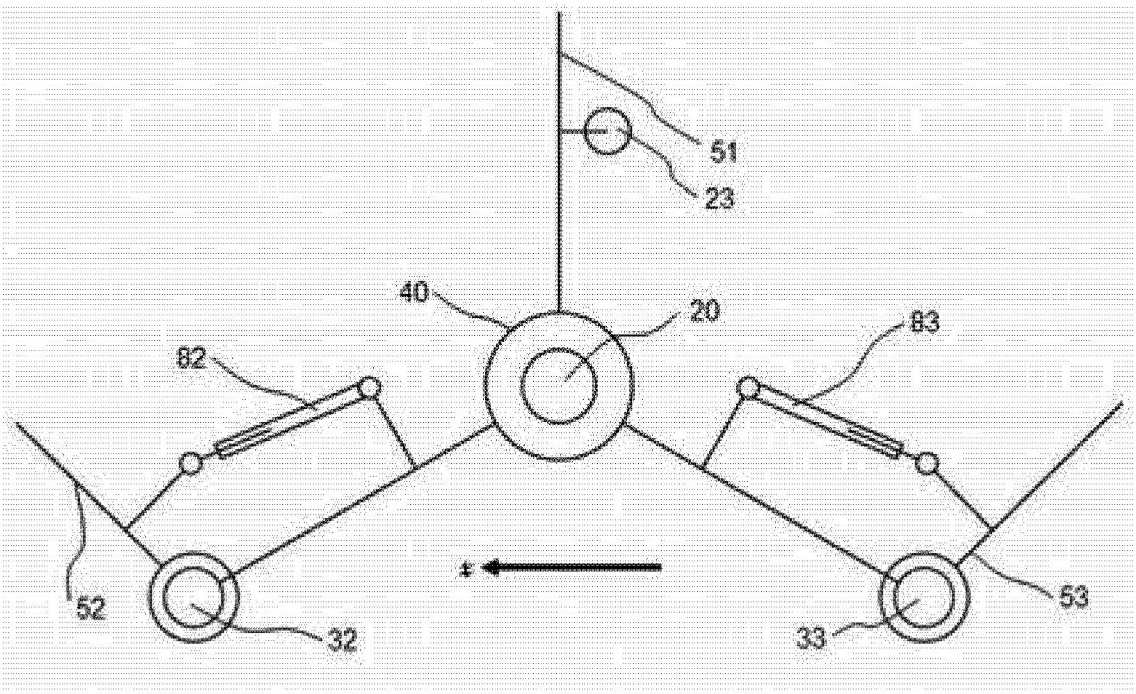


图 31

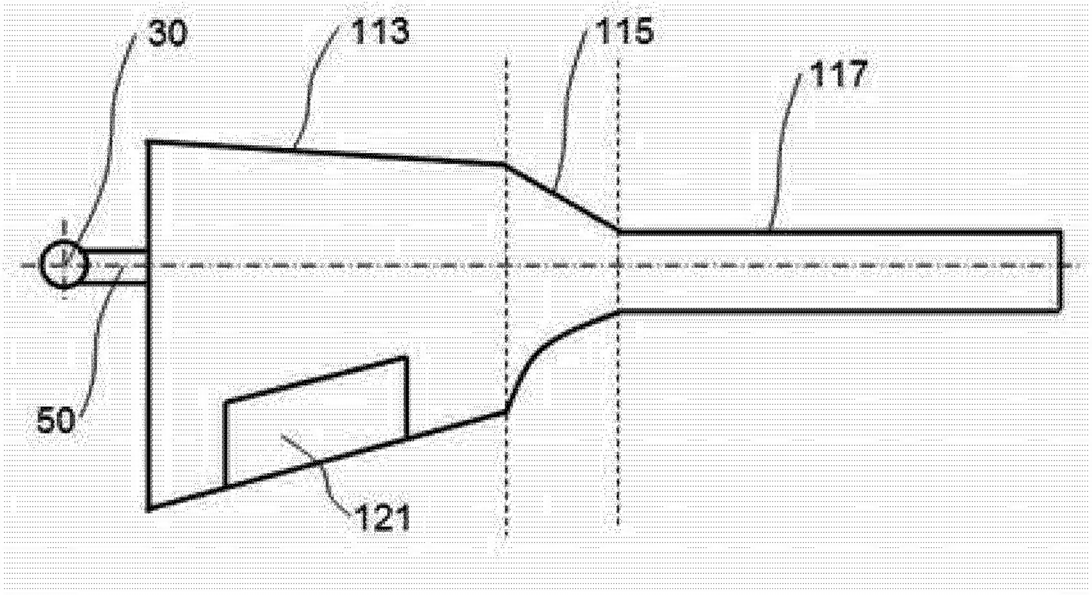


图 32

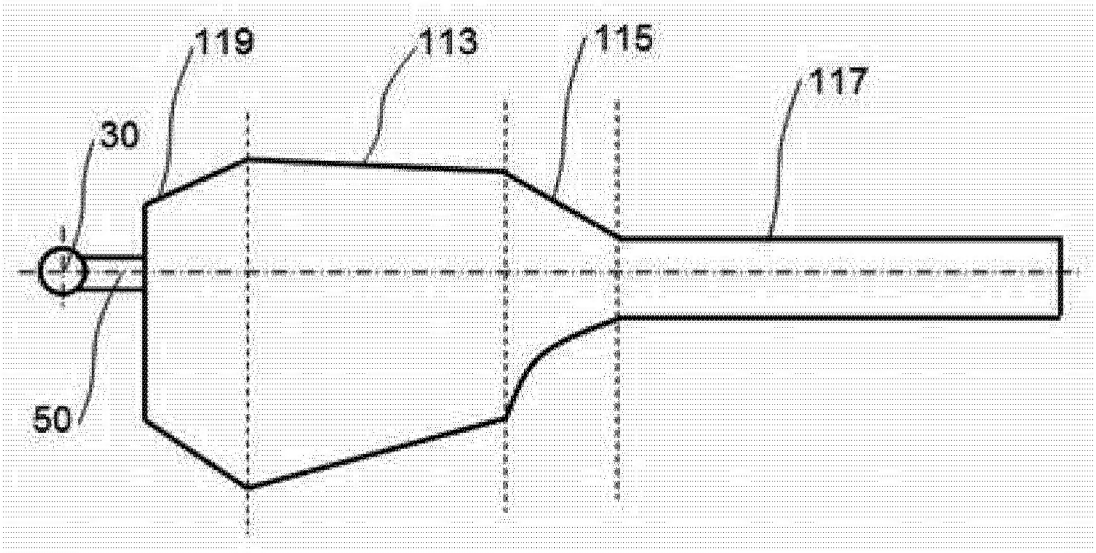


图 33